PILOTAJUL AVIONULUI ȘI ACROBAȚIA AERIANĂ

V. GAVRILIU · M. A…





EDITURA TEHNICĂ

PILOTAJUL AVIONULUI ȘI ACROBAȚIA AERIANĂ

Ing. VASILE GAVRILIU, arh. MIHAI ANDREI

PILOTAJUL AVIONULUI ŞI ACROBAŢIA AERIANĂ



EDITURA TEHNICĂ
Bucureşti — 1985

Lucrarea prezintă cunoștințele de bază necesare pentru învățarea pilotării avioanelor ușoare, precum și pentru perfecționarea zborului, pînă la cel acrobatic.

Se descriu avionul de școală și instalațiile acestuia, se arată cum este organizat un aerodrom de școală, cum se execută controlul avionului înainte de zbor, pornirea și încercarea motorului, zborul în tur de pistă (rulajul la sol, decolarea, luarea înălțimii, virajul, zborul orizontal, coborîrea și aterizarea), zborul în zonă, zborul pe traiect, precum și zborul în formație, menționîndu-se greșelile ce se pot comite în fiecare fază de zbor.

Se prezintă și cazurile speciale de zbor (oprirea motorului în diverse faze de zbor, incendiu la bord, angajarea avionului, aterizarea forțată ș.a.) și măsurile ce trebuie luate. De asemenea, în lucrare, se prezintă zborul acrobatic, arătîndu-se cum se execută evoluțiile acrobatice de bază și cele de înaltă performanță.

Lucrarea este deosebit de interesantă datorită prezentării mai multor tipuri de avioane de școală și de acrobație, începînd cu avioanele înaintașilor și pînă la cele mai moderne, la fiecare tip indicîndu-se caracteristicile, desenul avionului și fotografii de ansamblu sugestive, unele chiar inedite.

Modul de prezentare face ca lucrarea să fie ușor accesibilă și să prezinte un larg interes pentru multe categorii de cititori, permițîndu-le pătrunderea în tainele zborului și aviației. Lucrarea se adresează tinerilor care doresc să învețe să piloteze un avion, piloților și instructorilor de zbor.

Control științific: General maior prof. dr. ing. **Ștefan Ispas**
Ing. pilot **N. Conțu** — Maestru al sportului
Coperta: arh. **Mihai Andrei**
Execuția desenelor: **M. Andrei, V. Andrei, R. Bujor** și **C. Georgescu**
Redactor: ing. **Maria Antoinette Ionescu**
Tehnoredactor: **Elena Geru**

Bun de tipar: 18.11.1985. Coli tipar: 17. C.Z. 656.7.052



Tiparul executat sub comanda nr. 453
Intreprinderea Poligrafică „13 Decembrie 1918",
str. Grigore Alexandrescu nr. 89-97
București,
Republica Socialistă România

PREFAȚĂ

Cine să fi pregătit o asemenea lucrare pretențioasă care să trateze pilotajul avionului sau, mai corect, învățarea zborului? Numai niște piloți care pe parcursul activității lor au avut posibilitatea să execute și să verifice practic îndrumările cuprinse în lucrarea de față.

Unul dintre acești piloți este colonelul aviator r. inginer Gavriliu Vasile-Chițu, fost pilot militar, instructor de zbor instrumental, pilot recepționer și un as al aviației de vînătoare în cel de-al doilea război mondial, care, în perioada zilelor de după 23 August 1944, a contribuit la apărarea capitalei țării noastre de bombardamentele aviației hitleriste. Întreaga sa activitate este un exemplu de corectitudine și dăruire pentru generațiile prezente și viitoare de piloți. În calitate de inginer profesor în cadrul Centrului de Instruire a Personalului Aeronautic a contribuit la pregătirea personalului navigant, de la piloți sportivi, la piloți de linie, precum și a tehnicienilor de diferite categorii. Această activitate i-a dat șansa de a analiza și de a aprofunda toate problemele atît de delicate ale tehnicii pilotajului, i-a creat posibilitatea de a scrie de pe poziția pilotului cu o pregătire completă.

Cuprinsul acestei lucrări are capitolele organizate în așa fel încît pilotul elev, care își începe meseria în aviație, să aibă la dispoziție toate elementele necesare învățării zborului și exercițiilor, în mod progresiv, în vederea formării deprinderilor pentru a ajunge la reflexe.

Un fapt deosebit care se desprinde din lucrare este că se insistă asupra mănuirilor ce asigură securitatea zborului, prin aceasta urmărindu-se formarea, la pilot, a unor reflexe necesare, binevenite.

Lucrarea poate servi fără nici o rezervă atît cercurilor de pregătire a piloților sportivi, cît și cursurilor de perfecționare a piloților profesioniști.

Autorul, după ce descrie avionul de școală, continuă cu dezvoltarea primelor noțiuni teoretice și practice ale pilotajului și merge pînă la perfecționarea în tehnica pilotajului — acrobația aeriană.

Am numit în mod intenționat perfecționarea pilotajului — acrobația aeriană — pentru că de fapt aceasta constituie apogeul pregătirii profesionale a unui pilot. Fără acrobație aeriană pilotul nu poate cunoaște toate tainele zborului, nu poate „simți", cum se mai spune, avionul. Fără acrobație aeriană pilotul nu va putea rezolva în cele mai bune condiții situațiile neprevăzute ivite în timpul zborului. Acrobația aeriană formează pilotul în vederea obținerii calificării de pilot instructor, pilot încercător, pilot de linie sau pilot militar.

Poate o parte dintre cei ce vor citi această lucrare se vor întreba: ce legătură are pilotul de linie cu acrobația aeriană? Acestora le pot răspunde astfel: această meserie atît de pretențioasă de aviator trebuie pătrunsă și cunoscută în cele mai

mici amănunte. Ce s-ar întîmpla cu acel pilot căruia în timpul unui zbor îi apare o defecțiune care îl obligă să nu mai zboare la fel ca în condiții normale? De exemplu, defectarea unuia sau a mai multor motoare la avioanele de transport, aterizarea forțată a unui avion de transport pe un teren neamenajat, continuarea zborului în situația cedării unor elemente de comandă ale avionului etc.; toate aceste situații nu le poate rezolva decît pilotul care în timpul pregătirii lui a trecut prin faza zborului acrobatic. Acest zbor îi formează pilotului calmul desăvîrșit pentru orice situație critică. În aviație, calmul duce la rezolvarea în bune condiții a situațiilor surpriză. Dar acest calm se capătă numai în urma unei pregătiri temeinice. În concluzie, zborul acrobatic este zborul care dă siguranță pilotului în rezolvarea situațiilor critice.

Toate lucrările de învățare a zborului încep cu descrierea exercițiilor de zbor în „turul de pistă". La prima vedere este zborul cel mai simplu: o decolare, un zbor în jurul aerodromului la 200 sau 300 m, în care se execută patru viraje și o aterizare. Dar, acest zbor în dublă comandă în tur de pistă trebuie să-i formeze pilotului elev peste patru sute de deprinderi, pînă cînd va sosi momentul să zboare în simplă comandă. Bineînțeles că aceste deprinderi se vor căpăta în urma unor repetări de zi cu zi, în cadrul exercițiilor de 3—4 ture de pistă zilnic. Unui elev pilot îi trebuie în medie 80—100 de zboruri în dublă comandă pînă cînd va sosi timpul să zboare în simplă comandă. De la zborul în dublă comandă și pînă la executarea raidurilor (deplasărilor în zbor pe o rută stabilită) sau a acrobațiilor vor trece cel puțin doi ani, perioadă în care elevul pilot devine stăpîn pe avion. După aceasta încep anii de ucenicie în vederea perfecționării pentru diferite ramuri ale aviației, obținînd calificarea de pilot profesionist (pentru aviația utilitară sau de transport, recepționer, instructor de zbor) sau de pilot sportiv cu înaltă pregătire.

„Este mai necesar să știi să zbori decît să vrei" — spune o zicală a aviatorilor. Într-adevăr astăzi, cînd mașinile de zburat au ajuns la o perfecționare tehnică deosebit de înaltă, astăzi cînd se cere pilotului o cunoaștere cît mai amănunțită a tuturor tainelor ce le ascunde mașina de zbor, se impune însușirea de către pilot a unei tehnici de pilotaj înalte, bazate pe o cunoaștere rațională, științifică a legilor de zbor, care îi va da siguranța însușirii perfecte a manevrelor ce trebuie executate în diferite situații de zbor. Se impune de asemenea renunțarea la vechile metode de însușire a tehnicii pilotajului care dădeau pilotului, în mod mecanic, prin realizarea unui mare număr de zboruri în dublă comandă, deprinderea tehnicii zborului, dar nu-i dădeau posibilitatea de înțelegere rațională, de cunoaștere științifică a efectelor fenomenelor de zbor, pe care foarte tîrziu o parte din piloți reușeau să și le explice.

Tinerii piloți trebuie să dubleze voința cu știința de a zbura. Studierea și cunoașterea teoretică amănunțită a oricăror evoluții și manevre de zbor va asigura deprinderea unei tehnici de pilotaj de calitate superioară, a unei măiestrii înalte de zbor.

Este adevărat că aviația este meseria oamenilor curajoși, dar numai curajul nu ajunge dacă nu există și cunoașterea perfectă din punct de vedere teoretic a tuturor manevrelor necesare zborului, precum și a mașinii cu care se zboară.

Cred că această lucrare va ajuta pe tinerii viitori piloți la învățarea și practicarea zborului și poate, vreodată, în situații critice de zbor, le vor apărea în față rîndurile care descriu rezolvarea corectă și rapidă a situațiilor respective.

Colegii care practică această minunată meserie, muncind zi de zi, desprinși de la pămînt, în albastrul nemărginit al cerului, vor găsi în această lucrare a pilotului inginer Gavriliu Vasile-Chițu multe din legile pilotajului aerian pe care consider că le-au aplicat și le-au respectat în decursul zecilor de ani ca piloți profesioniști și vor avea plăcerea, recitindu-le, să le recomande elevilor.

Modul de prezentare, cu o grafică de un bun nivel, face ca lucrarea să fie ușor accesibilă și să prezinte un larg interes pentru toate categoriile de cititori, de la specialiști la nespecialiști, de la tineri la vîrstnici.

Datele tehnice, cu reprezentarea grafică impecabilă a diverselor avioane de școală și de acrobație și a unor formații celebre de acrobație aeriană prezentate de arhitectul Mihai Andrei care, în timpul liber, este și pilot sportiv, planorist, deltaplanist și aeromodelist, sporesc interesul și dorința cititorilor de a pătrunde în tainele frumoase ale zborului.

Autorii au scris lucrarea în semn de omagiu adus aviatorului român, inginerul Aurel Vlaicu, precursor al aviației române și mondiale, de la al cărui prim zbor din 17 iunie 1910, pe un avion de construcție proprie, se împlinesc 75 de ani, precum și inginerului Henri Coandă, de la a cărui primă încercare în lume de zbor cu un avion cu reacție de construcție proprie se împlinesc de asemenea 75 ani (16 decembrie 1910 Issy- les Moulineaux, lîngă Paris).

CONSTANTIN MANOLACHE
Maestru emerit al sportului
Antrenor emerit de aviație

CUPRINS

1

AVIONUL DE ȘCOALĂ

1.1. Prezentarea generală și cerințele avionului de școală

Prin *avion* se înțelege acea mașină mai grea decît aerul la care forța portantă F_z (sustentația) este asigurată de suprafața aripii (aripilor) cînd există o forță de propulsie creată de un grup motopropulsor (fig. 1.1). Trebuie deci reținut că viteza este aceea care asigură în principal nașterea forței portante în timpul zborului. Instructorii de zbor din perioada de pionierat a aviației, cînd cunoștințele de aerodinamică încă nu erau bine stăpînite, obișnuiau să spună elevilor: „portanța este o floare care se naște din viteză", lucru ce este perfect valabil și pentru avioanele evoluate din zilele noastre. Avionul de școală faza I face parte din categoria avioanelor sport (ușoare) și este, în general, monomotor și biloc (un loc pentru instructor și un loc pentru elev).

Pe măsură ce pilotul elev progresează în pregătire, el este specializat în continuare să execute zboruri pe avioane bimotoare sau multimotoare. Executarea zborurilor de școală pe aceste avioane fiind foarte costisitoare, o bună parte din pregătire se execută la sol pe simulatoare, care rezolvă majoritatea cazurilor ce se pot ivi în zborul propriu-zis.

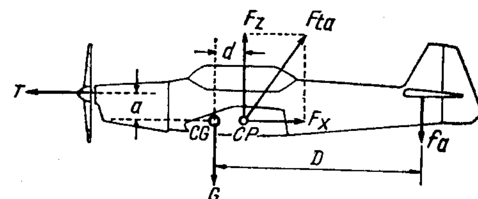


Fig. 1.1. Forțele și momentele principale care acționează asupra avionului în timpul zborului: F_{ta} — forța totală aerodinamică; F_z — forța portantă; F_x — forța de rezistență la înaintare; G — greutatea avionului; T — forța de tracțiune realizată de elice; f_a — forța portantă (negativă) a ampenajului orizontal; CG — centrul de greutate al avionului; CP — centrul de presiune; $F_z\ d$ — momentul de picaj; $f_a\ D$ — momentul de cabraj; $T a$ — momentul de picaj.
Pentru zborul pe o traiectorie orizontală la H = const și V = const este necesar ca $F_z = G$ și $F_x = T$. Pentru zbor rectiliniu în urcare sau coborîre este necesar ca $M_{picaj} + M_{cabraj} = 0$. În zborul în urcare trebuie $F_z > G$ iar în zborul în coborîre $F_z < G$.

Avionul de școală faza I fiind destinat pentru acei care învață „alfabetul zborului", trebuie să îndeplinească o serie de cerințe principale, ca:

— să fie ușor, pentru a se putea folosi motoare de putere mică, apro-

ximativ de 150 CP (110 kW), cu consum redus de combustibil; de asemenea, masa mică duce la forțe de inerție mici, ceea ce permite instructorului (elevului), prin acționarea rapidă a motorului (repriza), să poată ieși din diverse situații critice în timpul zborului;

— să fie robust, în special trenul de aterizare, pentru a nu suferi deformări permanente în cazul unor evoluții mai bruște executate involuntar de elev în zbor sau, în special, la aterizare; robustețea implică un factor de sarcină apreciabil, ceea ce asigură executarea resurselor pronunțate și a virajelor înclinate în deplină securitate:

— să aibă o foarte bună vizibilitate atît în față, cît și lateral;

— să aibă un ecart mare de viteză (diferența dintre viteza maximă și viteza limită), aceasta permițînd executarea virajelor înclinate fără pericol de angajare;

— să fie ușor reparabil în caz de evenimente de zbor ușoare;

— motorul să aibă o bună repriză, pentru a permite creșterea rapidă a tracțiunii în cazul situațiilor dificile (angajare, bonturi la aterizare, „prinderea" aerodromului în cazul aterizării scurte etc.).

În general, avioanele de școală faza I au două locuri. Pînă prin anii '40 avioanele de școală erau deschise, pentru ca, mai tîrziu, cabina de pilotaj, atît pentru instructor, cît și pentru elev, să fie închisă. Dacă la avioanele deschise viteza de zbor în diverse evoluții se putea aprecia și după zgomotele diverselor organe (montanți, cabluri etc.), la cele închise acest lucru nu mai este posibil, vitezometrul, în ansamblul aparatelor de bord, căpătînd o importanță deosebită.

1.2. Părțile principale ale avionului

La un avion de școală se deosebesc două părți principale: celula avionului și grupul motopropulsor. Celula avionului constă din fuzelaj și aripă (aripi), pe care și în care se află majoritatea instalațiilor, elementelor de comandă, cabina (cabinele) de pilotaj etc. (fig. 1.2).

Grupul motopropulsor constă din motorul propriu-zis, fixat de celulă prin intermediul unui suport numit batiu. Motorul acționează o elice care transformă aerodinamic puterea motorului în forță de tracțiune, necesară obținerii vitezei de deplasare a avionului la sol și în zbor. Dacă motorul este reactiv (turboreactor), atunci pentru tracțiune se folosește forța reactivă a acestuia în locul elicei. De asemenea se poate ca motorul să fie cu turbină (turbomotor), dar care poate să antreneze o elice pentru tracțiune. Dar, așa cum s-a arătat mai înainte, motorului de pe avioanele de școală i se cere să aibă o bună repriză, adică trecerea într-un timp foarte scurt de la un regim minim la un regim maxim. Motoarele cu turbină au repriza defectuoasă, în sensul că trecerea de la un regim minim la un regim maxim se face în cel puțin 5—7 s, ceea ce nu se întîmplă la motorul cu piston, unde repriza este de 1—2 s. Avioanele de școală faza I sînt, în general, înzestrate cu motoare cu piston, tracțiunea fiind realizată cu ajutorul elicei.

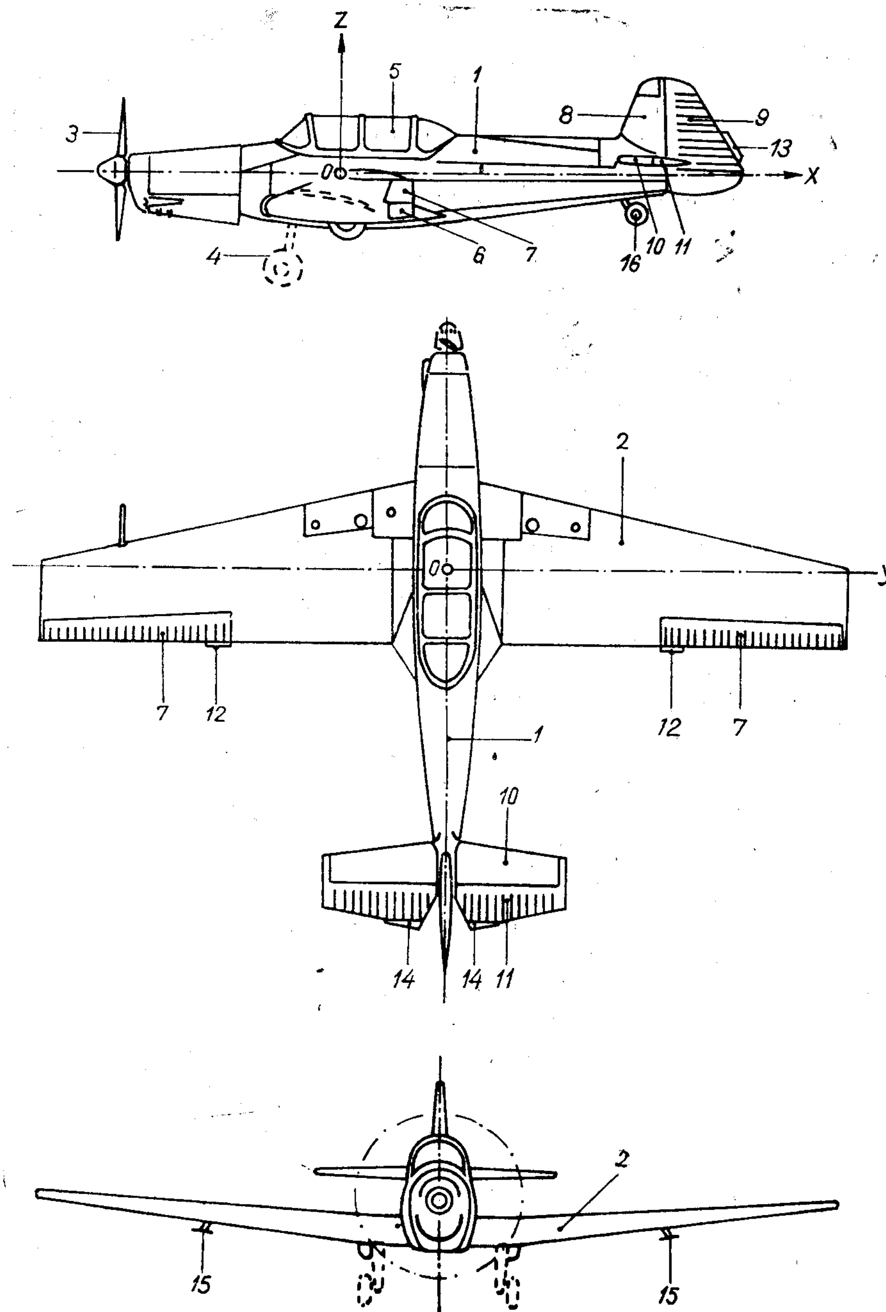


Fig. 1.2. Avionul de școală cu dublă comandă ZLIN 726:
1 — fuzelaj; 2 — aripă; 3 — elice; 4 — tren de aterizare; 5 — cabină; 6 — flaps; 7 — eleron; 8 — derivă; 9 — direcție; 10 — stabilizator; 11 — profundor; 12 — trimer eleron; 13 — trimer direcție; 14 — trimer profundor; 15 — servocompensator aerodinamic eleron; 16 — bechie.

1.2.1. Celula avionului

De regulă celula se compune din **fuzelaj, aripă** (aripi) şi ampenaje. În cele ce urmează sînt descrise, în **mod succint, elementele** principale ale celulei, cum sînt realizate şi la ce servesc. **Pentru exemplificare** s-a luat avionul ZLIN 726, avion care formează baza dotării aviaţiei noastre sportive.

Fuzelajul. Este elementul de bază al avionului, de acesta fixîndu-se majoritatea elementelor componente, ca aripa, ampenajele, cabina, grupul motopropulsor, trenul de aterizare etc. (v. fig. 1.2). Construcţia fuzelajului este realizată din tuburi de oţel sudate, structura de rezistenţă fiind formată din patru lonjeroane principale întărite prin traverse şi diagonale (fig. 1.3). La partea anterioară sînt sudate elementele de prindere a suportului motorului. Pe structura fuzelajului sînt fixate lise din lemn şi ranforsări, pentru a-i forma silueta exterioară. Învelişul din partea din faţă este din duraluminiu, iar partea centrală şi din spate au învelişul din pînză. Partea posterioară a fuzelajului este acoperită pe partea superioară cu o capotă din tablă, ce are o glisieră pe care culisează cupola cabinei.

Aripa. De formă trapezoidală (fig. 1.4), complet metalică, aripa este **formată** din două planuri detaşabile şi un plan central care face parte din structura de rezistenţă a fuzelajului (v. fig. 1.3, poz. *3*, *6* şi *12*). Anvergura aripii este de 9,875 m, iar coarda medie aerodinamică (prescurtat *CMA*) de 1,5682 m.

Structura de rezistenţă longitudinală este constituită din două lonjeroane: unul principal şi unul auxiliar. Lonjeronul principal este plin în interior cu azot la presiunea $p \geqslant 1{,}5$ kgf/cm² ($\approx 1{,}5$ daN/cm²), presiune ce este indicată la un aparat de bord din cabină (v. fig. 1.8, *b*, poz. *47*). Scăderea presiunii sub această valoare minimă admisă indică fisurarea lonjeronului principal, făcînd atent pe pilot la executarea evoluţiilor în vederea aterizării pe cel mai apropiat aerodrom. Pe lonjeroane se găsesc elementele de prindere pentru fixarea planului de fuzelaj.

Structura de rezistenţă transversală constă din nervuri peste care este fixat, prin nituire, învelişul din tablă.

Pe fiecare plan se află cîte o secţiune de flaps de tip volet (element de hipersustentaţie) şi cîte un eleron (aripioară), care este suprafaţa de comandă a avionului în jurul axei longitudinale *Ox* (mişcări de ruliu). Eleroanele sînt montate prin trei lagăre cu rulmenţi cu bile şi se brachează diferenţiat, 19° în sus şi 17° în jos. Aproape de încastrarea planului de fuzelaj, în bordul de atac, se găsesc montate rezervoarele principale de combustibil.

Ampenajele. La partea posterioară a fuzelajului se află montate un plan fix orizontal, numit *stabilizator*, de care este prinsă articulat suprafaţa de comandă în profunzime — *profundorul* — împreună formînd *ampenajul orizontal*, precum şi un plan fix vertical, numit *derivă*, de care este prinsă articulat suprafaţa de comandă în direcţie — *direcţia* — ambele formînd *ampe-*

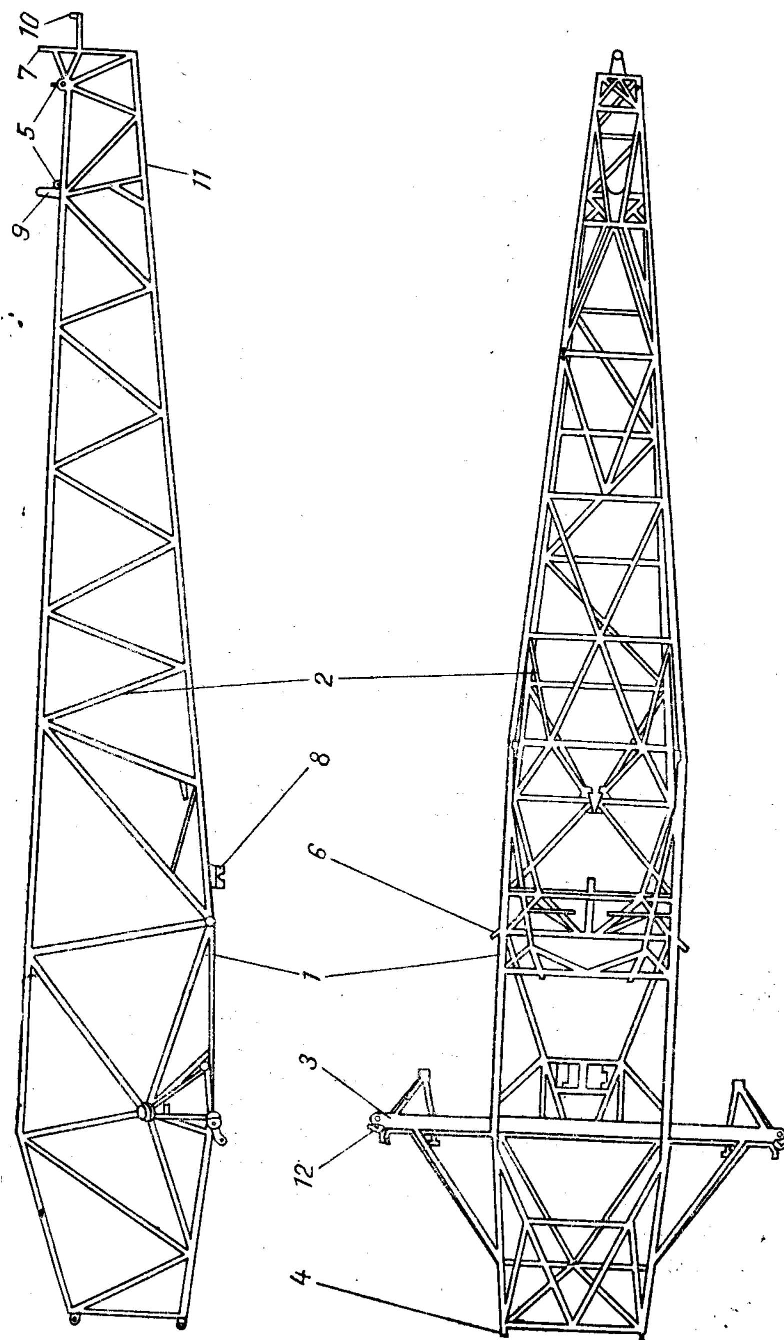


Fig. 1.3. Fuzelajul avionului ZLIN 726 (structura de rezistenţă):

1 — lonjeroane; *2* — traverse şi diagonale; *3* — lonjeronul principal cu prinderile trenului de aterizare; *4* — prinderile trenului de aterizare; *5* — prinderile stabilizatorului; *6* — prinderile auxiliare ale planurilor; *7* — prinderea posterioară a derivei; *8* — prinderea contrafişei comandate electric a trenului de aterizare; *9* — prinderea anterioară a derivei; *10* — prinderea direcţiei; *11* — prinderea bechiei; *12* — prinderile principale ale planurilor.

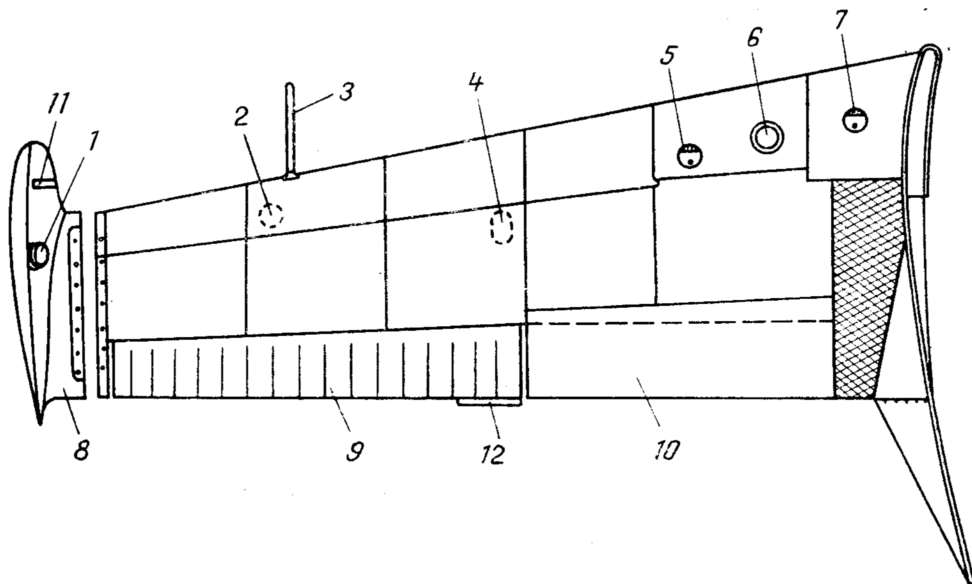


Fig. 1.4. Aripa avionului ZLIN 726 (planul stîng):
1 — gură de umplere a rezervorului suplimentar; 2 — orificiu de verificare a fixării tubului Pitôt; 3 — tubul Pitôt; 4 — orificiu de verificare a comenzilor; 5 — gură de umplere a rezervorului principal; 6 — litrometru; 7 — gură de umplere a rezervorului de ulei; 8 — rezervor de benzină suplimentar; 9 — eleron; 10 — flaps; 11 — litrometrul rezervorului suplimentar; 12 — compensator fix (trimer).

najul vertical. Profundorul, care este echilibrat static, se bracheează 28° în sus şi 24° în jos, iar direcţia se bracheează 28° stînga-dreapta. Deriva asigură stabilitatea în zbor a avionului pe direcţie, adică în jurul axei verticale Oz (de giraţie), iar stabilizatorul stabilitatea în profunzime, adică în jurul axei de tangaj Oy (v. fig. 1.2). Structura de rezistenţă a acestor elemente seamănă cu cea a aripii constînd din lonjeron, nervuri şi înveliş metalic.

Trimerele (compensatoarele). Sînt mici suprafeţe ce se află montate la bordul de fugă al suprafeţelor de comandă şi servesc pentru a anula eforturile mici pe care le face pilotul la acţionarea comenzii respective (manşă sau palonier). Trimerele se bracheează în mod antagonist faţă de suprafaţa de comandă pe care se află. Dacă în timpul zborului se simte efort la manşă, adică aceasta trebuie împinsă pentru a realiza zborul orizontal, acţionînd comanda trimerului profundorului (v. fig. 1.7, poz. *17*), se va mişca trimerul în sus, ceea ce va conduce la un moment invers al profundorului, acesta mişcîndu-se în jos, avînd ca urmare anularea efortului pilotului.

Trimerul profundorului se poate acţiona cu ajutorul unor roţi plasate pe partea stîngă a celor două posturi de pilotaj (fig. 1.5).

Trimerul direcţiei este comandat de o rotiţă manuală de reglaj (v. fig. 1.8, poz. *1*), plasată pe partea dreaptă a posturilor de pilotaj.

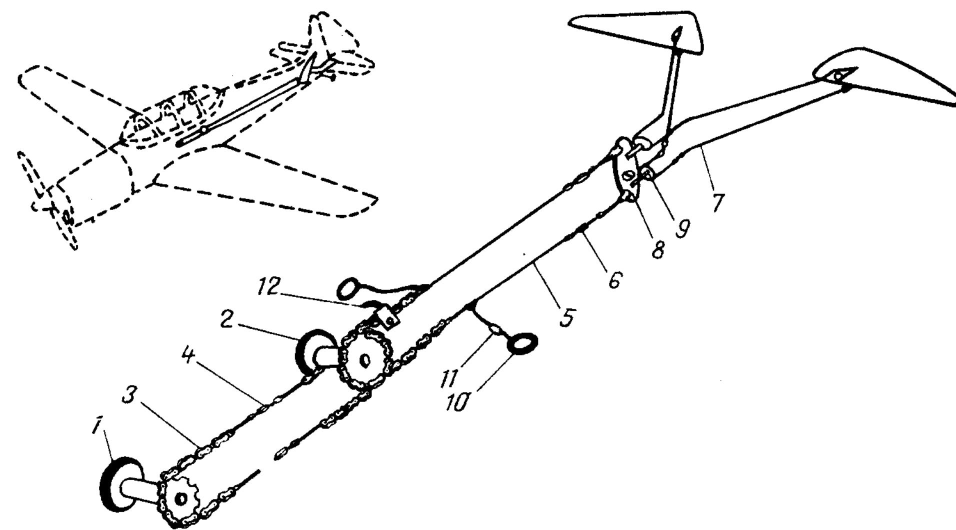


Fig. 1.5. Comanda trimerului profundorului:
1 — rotiţă manuală în postul de pilotaj anterior; 2 — rotiţă manuală în postul de pilotaj posterior; 3 — lanţ Gall; 4 şi 6 — tendori; 5 — cablu; 7 — cablul Bowden al comenzii compensatorului; 8 — levier comandă; 9 — scripete compensator; 10 şi 11 — legături la masă (metalizări); 12 — indicator.

Trimerele eleroanelor sînt fixe (v. fig. 1.7, poz. *15*) şi se reglează la sol după indicaţiile pilotului.

Atenţie! *Trimerele nu trebuie confundate cu servocompensatoarele*, cu care seamănă ca amplasare şi organizare, dar care lucrează în mod automat şi au numai rolul de a reduce efortul, cu cel puţin 30–40%, pe care îl depune pilotul la comanda respectivă, în anumite situaţii critice (cazul cedării unui motor la avioanele cu mai multe motoare, cînd lucrează automat servocompensatorul de pe direcţie atunci cînd efortul pe palonier creşte peste normal) sau în cazul cînd suprafaţa de comandă respectivă, pentru a fi acţionată, cere un efort mai mare (de exemplu, eleroanele de la avionul An-24). În fig. 1.6 se arată cum este organizat, în principiu, un servocompensator.

Servocompensatorul poate lucra şi ca trimer, dacă include, spre exemplu, şi un motor electric care să-l acţioneze (fig. 1.6, poz. *4*). De obicei, cu asemenea servocompensatoare sînt înzestrate avioanele multimotoare. În fig. 1.6 se observă că servocompensatorul produce un moment de rotire $f \cdot D$ a suprafeţei de comandă în jurul articulaţiei O, care micşo-

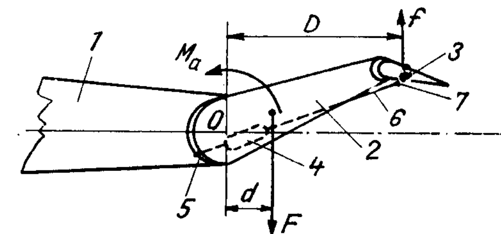


Fig. 1.6. Schema de principiu a unui servocompensator combinat cu trimer:
1 — plan; 2 — eleron; 3 — servocompensator; 4 — motor electric; 5 — articulaţie pe bordul de fugă al planului; 6 — tijă de legătură; 7 — articulaţie pe servocompensator.

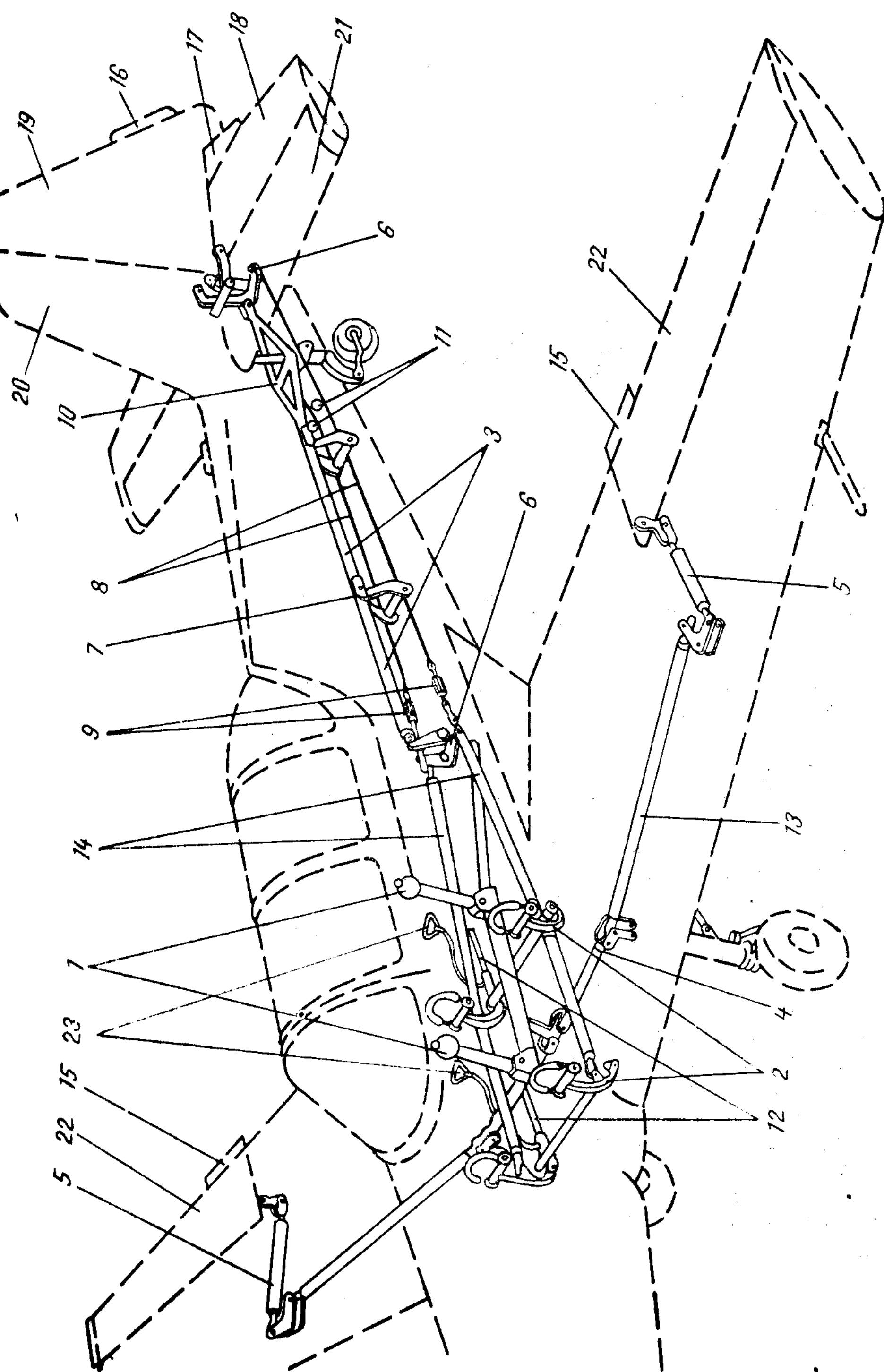


Fig. 1.7. Comenzile avionului (ZLIN 726):
1 — manșe; *2* — paloniere; *3* — tije de comandă a profundorului; *4* — bară de legătură a comenzii eleroanelor; *5* — tije de comandă a eleroanelor; *6* — levier de transmisie a comenzii palonierelor; *7* — balansiere; *8* — cabluri ale comenzii palonierelor; *9* — tendori de cablu; *10* — bielă paralelogram; *11* — scripeți pe cablul de comandă a direcției; *12* — contrafișe de reglare a palonierului; *13* — tijă de comandă a eleroanelor; *14* — tije de comandă a palonierelor; *15* — trimer eleron; *16* — trimer direcție; *17* — trimer profundor; *18* — profundor; *19* — direcție; *20* — derivă; *21* — stabilizator; *22* — eleroane; *23* — mînere pentru reglajul palonierelor.

rează momentul produs de forța aerodinamică $(F \cdot d)$ și care are ca **rezultat** final reducerea momentului de acționare M_a al suprafeței respective **de** comandă.

Pe eleroanele avionului ZLIN 726 există și cîte un servocompensator aerodinamic foarte simplu. Din fig. 1.2 se observă că servocompensatorul *15*, constînd dintr-o placă metalică, ușurează bracarea eleronului în sus sau **în** jos, la comanda dată de pilot, lateral cu manșa.

1.2.2. Comenzile avionului

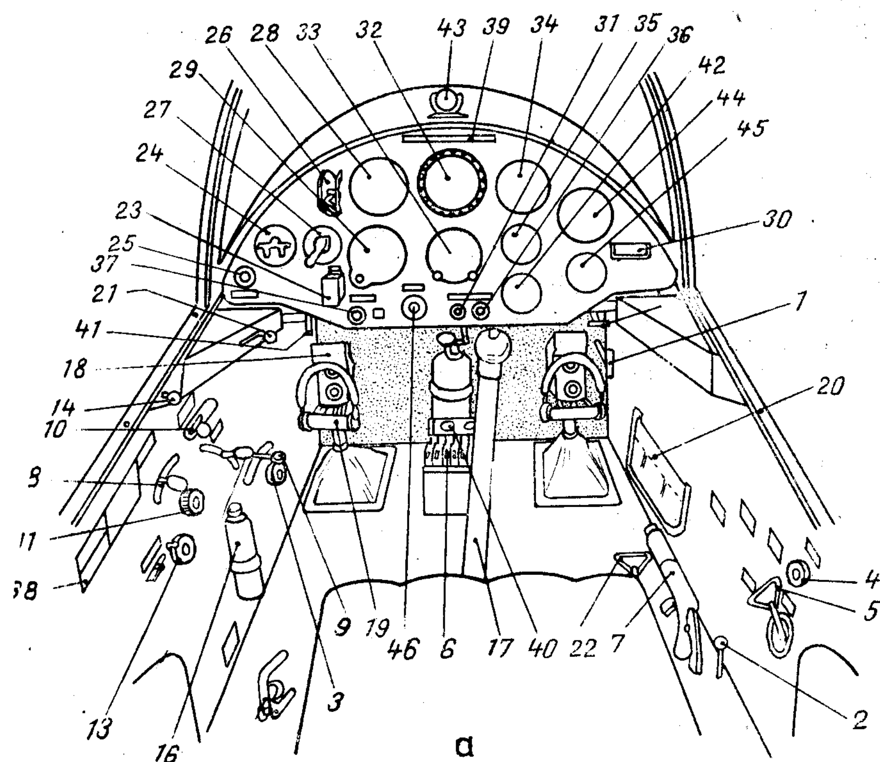
Pentru ca avionul să poată executa mișcări în jurul celor trei axe (Ox — axa de ruliu; Oy — axa de tangaj; Oz — axa de girație, v. fig. 1.1) trebuie ca suprafețele de comandă să fie acționate din cabina de pilotaj cu ajutorul comenzilor. Astfel, pentru acționarea profundorului și a eleroanelor există *manșa* (manșele, la avioanele cu dublă comandă), cu elementele de legătură între aceasta, aripioare și profundor, iar pentru acționarea direcției există *palonierul* (palonierele), cu elementele de legătură între acesta și direcție. În plus, mai deosebim și comanda trimerelor, așa cum s-a arătat mai înainte.

Manșa. Este montată pe rulmenți cu bile și comandă profundorul, cînd mișcarea se face spre în față (*picaj*) sau spre înapoi (*cabraj*), sau eleroanele, cînd mișcarea se face lateral, pentru înclinarea avionului. Desigur că mișcarea poate să fie combinată, adică se dă manșa lateral pentru înclinarea avionului, totodată acționîndu-se și în profunzime, cum este în cazul virajului picat sau cabrat. Mișcarea de la manșă la profundor, respectiv la eleroane, se transmite printr-un sistem de tije (fig. 1.7, poz. *3*, *4* și *5*).

În timpul staționării avionului, manșa se poate bloca cu ajutorul unui clichet care se găsește pe partea dinainte a scaunului posterior. Clichetul se fixează pe manșa trasă (profundorul ridicat), blocînd-o.

Palonierul. Servește pentru acționarea direcției. În componența lui intră următoarele: pedalele, tijele de legătură, două leviere duble și cablurile de legătură între levierele duble (v. fig. 1.7). Comanda palonierului este cuplată cu comanda roții bechiei pînă la 28°, cînd comanda este automat desfăcută și roata cu amortizorul ei pot pivota mai departe (peste 28°) liber. Palonierele pot fi reglate după nevoile echipajului, reglaj ce se realizează cu ajutorul unor mînere care se găsesc pe partea dreaptă a celor două posturi de pilotaj (fig. 1.8, poz. *5*). Trăgînd de mîner se dezăvorește o contrafișă de reglare care împinge palonierul spre scaun. Pentru împingerea palonierului înainte este suficient ca acesta să fie împins prin forța picioarelor.

Comanda flapsului. Este mecanică, fiind realizată din două leviere (mînere), plasate cîte unul în fiecare post de pilotaj, pe partea dreaptă, și tije de legătură între acestea și flaps (fig. 1.9). Flapsul, compus din două secțiuni (dreapta și stînga), se poate fixa în una dintre cele trei poziții: neutră (escamotat), decolare și aterizare. Pentru acționare, flapsul trebuie dezăvorit,



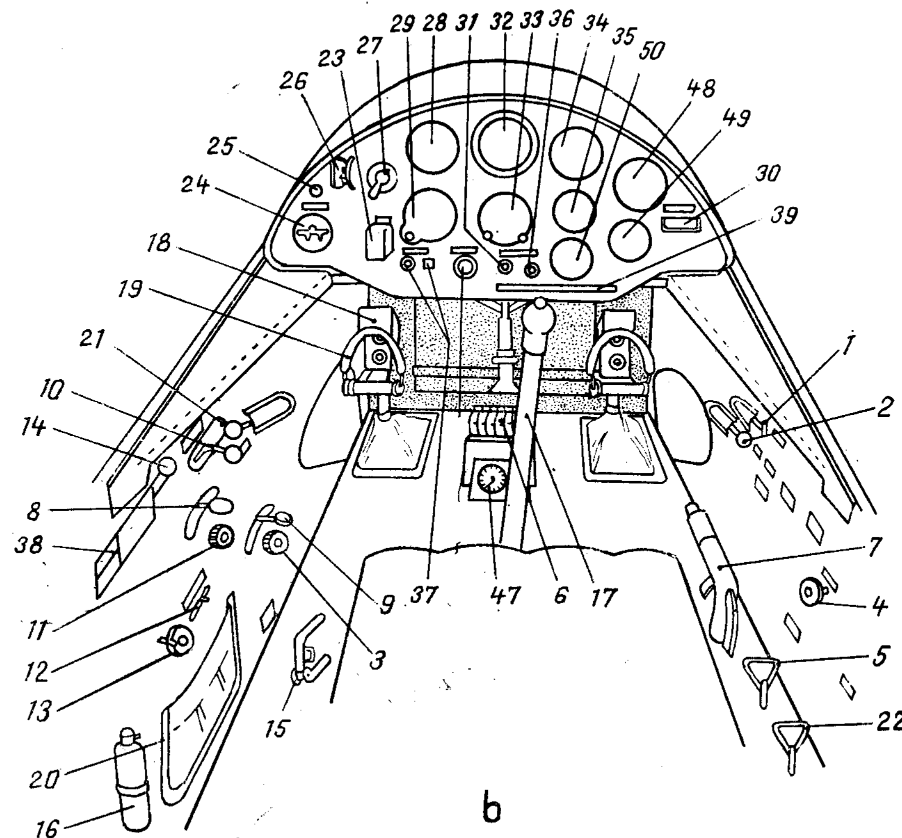


Fig. 1.8. Posturile de pilotaj:

a — anterior; *b* — posterior; *1* — comandă extinctor; *2* — injecţia manuală; *3* — blocarea manetei de corecţie; *4* — trimerul direcţiei; *5* — reglajul palonierului; *6* — întrerupătoare sectoare; *7* — comanda flapsului; *8* — maneta de gaze; *9* — comanda corecţiei amestecului; *10* — comanda robinetului de benzină; *11* — blocarea manetei de [illegible]rate; *12* — indicatorul trimerului profundorului; *13* — trimerul profundorului; *14* — maneta largare avarie cabină; *15* — comanda de avarie a trenului; *16* — extinctor manual; *17* — manşă; *18* — frînă; *19* — palanie[illegible]rul; *20* — buzunarul pentru hărţi; *21* — comanda manuală a pompei de benzină; *22* — reglajul scaunului; *23* — comanda trenului; *24* — indicatorul de poziţie a trenului; *25* — semnalizarea luminoasă „generatorul funcţionează"; *26* — întrerupătorul general; *27* — contact magnetouri; *28* — vitezometrul; *29* — altimetrul; *30* — compensarea busolei; *31* — semnalizarea luminoasă de încălzire a tubului Pitôt; *32* — busolă; *33* — indicatorul de viraj; *34* — variometrul; *35* — comptorul; *36* — butonul de control al semnalizării optice a încălzirii tubului Pitôt; *37* — butonul de trecere a comenzii trenului în postul respectiv de pilotaj; *38* — inscripţii cu caracteristici de zborilor; *39* — plăci; *40* — voltampermetru; *41* — frîna de parcare; *42* — indicatorul presiunii de admisie; *43* — lampa roşie avertizoare; *44* — indicatorul triplu (temperatură ulei intrare, presiune ulei, presiune benzină); *45* — termometrul de chiulasă; *46* — comanda demarorului; *47* — manometrul pentru azot; *48* — indicatorul dublu (presiune ulei, presiune benzină); *49* — accelerometrul; *50* — cronometrul.

lucru ce se realizează cu ajutorul unui buton din capul levierului de comandă. Pentru coborîrea flapsului în poziţia de decolare sau aterizare se apasă pe buton şi se trage de levier în sus. La poziţia dorită se eliberează butonul şi flapsul, cu ajutorul unui clichet, rămîne blocat în poziţia respectivă (0° — închis; 15° — decolare şi 40° — aterizare).

Comanda trenului de aterizare. Trenul de aterizare constă din *trenul principal* escamotabil şi *bechia* de coadă, orientabilă. Jambele trenului principal *23* (fig. 1.10) sînt fixate prin articulaţii pe lonjeronul principal al planului central (v. fig. 1.3, poz. *3*) şi se escamotează spre înapoi. În poziţia

escamotat, roţile ies puţin din profilul aripii. Toate jambele au amortizoare oleopneumatice. Bechia este cuplată cu comanda direcţiei pînă la 28° stînga-dreapta.

Comanda trenului principal se realizează de contrafişa *1*, acţionată electric, care roteşte arborele transversal *2*, ale cărui extremităţi comportă fiecare cîte o pîrghie articulată *7*. Trenul se zăvorăşte în poziţia escamotat cu ştiftul de blocare *24*, care se găseşte pe fiecare jambă. În poziţia coborît, trenul este zăvorît prin depăşirea punctului mort de pe pîrghiile articulate *7*, care sînt menţinute în această poziţie de arcurile *8* (două bucăţi la fiecare pîrghie

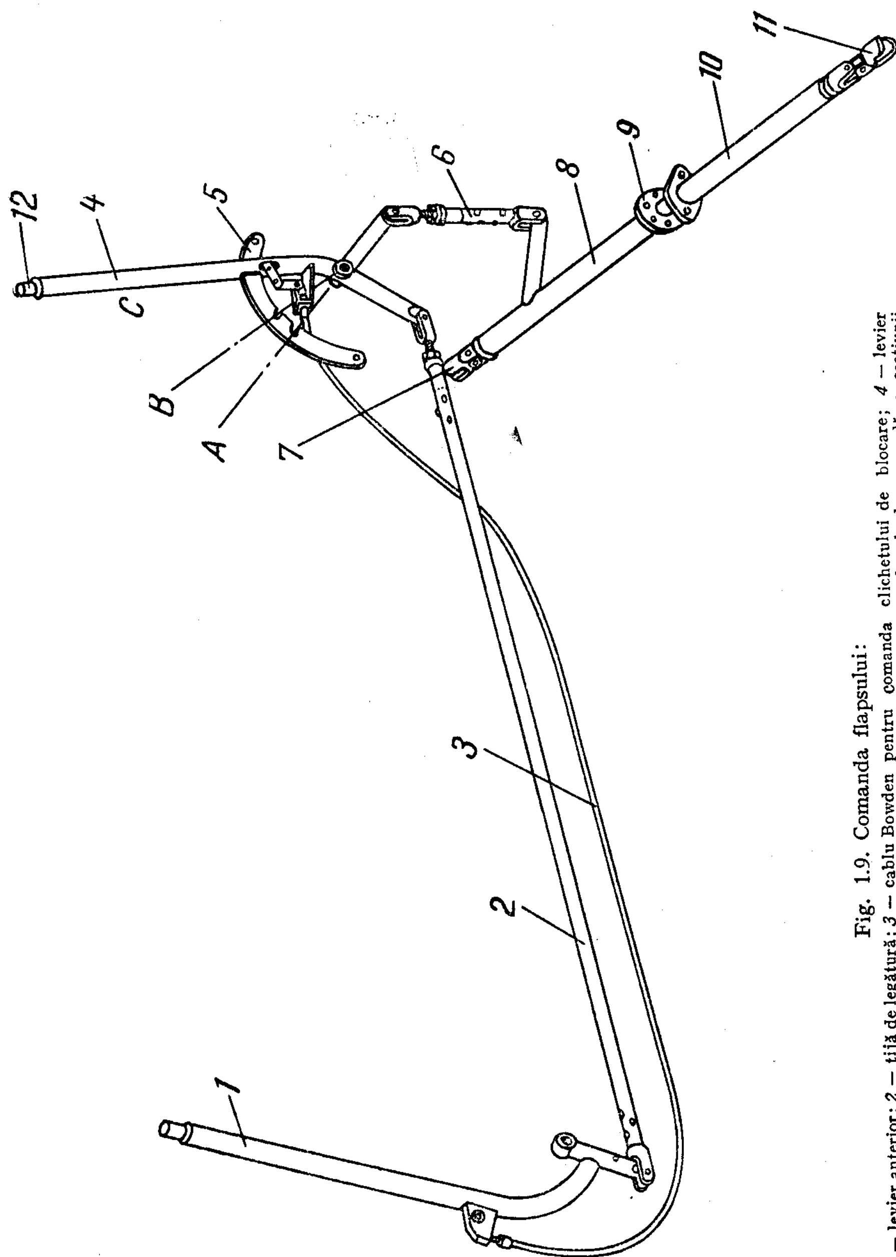


Fig. 1.9. Comanda flapsului:

1 — levier anterior; *2* — tijă de legătură; *3* — cablu Bowden pentru comanda clichetului de blocare; *4* — levier posterior; *5* — sector pentru blocare; *6* — tijă de legătură; *7* — articulaţie; *8* — arborele de comandă a secţiunii din dreapta a flapsului; *9* — flanşă; 10 — arborele de comandă a secţiunii din stînga a flapsului; *11* — articulaţie; *12*—buton pentru deblocare; *A* — poziţia escamotat (flaps sus); *B* — poziţia decolare (15°); *C* — poziţia aterizare (40°).

articulată). Comutatorul (comanda) trenului este plasat pe tabloul de bord şi este protejat de un capac transparent basculant.

Poziţia trenului este semnalizată prin indicatoare luminoase şi prin indicatoarele mecanice roşu-alb *9* (soldăţei), care ies deasupra extradosului aripii cînd trenul este scos şi intră în aripă cînd trenul este escamotat.

Funcţionarea comenzii trenului. După ce se pune întrerupătorul general (v. fig. 1.8), se acţionează întrerupătorul „trecerea comenzii" pe postul respectiv de pilotaj (anterior sau posterior). Cînd se acţionează trecerea comenzii, se aprinde becul verde de lîngă buton. Apoi se pune întrerupătorul de comandă a trenului în poziţia escamotat (în sus).

Cremaliera contrafişei *3* (fig. 1.10), comandată electric, cînd este acţionată, face să se rotească sectorul dinţat de pe arborele de legătură. Arborele transversal *2* antrenează liber, aproximativ 10°, cuplajele de la capete; apoi mişcarea de rotaţie se transmite cuplajului pîrghiei articulate *15*. Ştiftul jambei trenului *24* zăvorăşte jamba în poziţia escamotat, iar limitatorul de sfîrşit de cursă *12* taie contactul electric al motorului electric *33*. Se aprind becurile roşii la indicatoarele de poziţie a trenului datorită acţionării microcontactelor *28*, iar indicatoarele mecanice *9* dispar în aripă. Pe jamba dreaptă se găseşte contactul de sfîrşit de cursă, care blochează escamotarea trenului cînd avionul este pe sol (jamba este comprimată).

Pentru a scoate trenul se pune comutatorul pe poziţia scos (în jos). Cremaliera va acţiona sectorul dinţat de pe arborele de legătură, care antrenează cuplajul ce dezăvorăşte cîrligul zăvorului şi trenul este scos (se aprind becurile verzi şi ies indicatoarele mecanice).

Scoaterea de avarie a trenului se face cînd trenul de aterizare nu iese cu comanda normală. În acest caz se acţionează levierul de avarie a trenului (fig. 1.10, poz. *5*), ce se află pe partea stîngă a celor două posturi de pilotaj (v. fig. 1.8).

Mişcarea este transmisă prin două cabluri Bowden *19* (fig. 1.10): unul dintre cabluri acţionează asupra furcii de ghidare *4* a cremalierei, făcînd ca aceasta să iasă din angrenajul său, iar al doilea cablu face să se rotească arborele transversal *2*. Trenul cade în continuare datorită propriei greutăţi.

Scoaterea de avarie este posibilă pînă la 140 km/h, deoarece trenul iese spre înainte, adică împotriva curentului de aer.

Scoaterea trenului se controlează astfel: cu indicatorul de poziţie (două lumini verzi), cu indicatoarele mecanice intrate în aripă şi cu maneta de gaze la ralanti şi flapsul scos, cînd nu trebuie să existe avertisment optic şi sonor, ambele intermitente.

Atenţie! Atunci cînd trenul nu este scos şi se scoate flapsul sau se reduce turaţia motorului sub 1 000 rot/min, sună intermitent o sonerie şi se aprinde intermitent un bec roşu. Acest bec asociat cu soneria respectivă, cînd funcţionează continuu, avertizează atingerea vitezei de angajare sau factorul de sarcină depăşit.

Acționarea sistemului de frînare. *Roțile trenului principal* sînt prevăzute cu saboți din material metaloceramic (fig. 1.11, poz. *13*). Acești saboți sînt acționați, la fiecare roată, de către două pistoane *12*, ce se află în cilindrii de

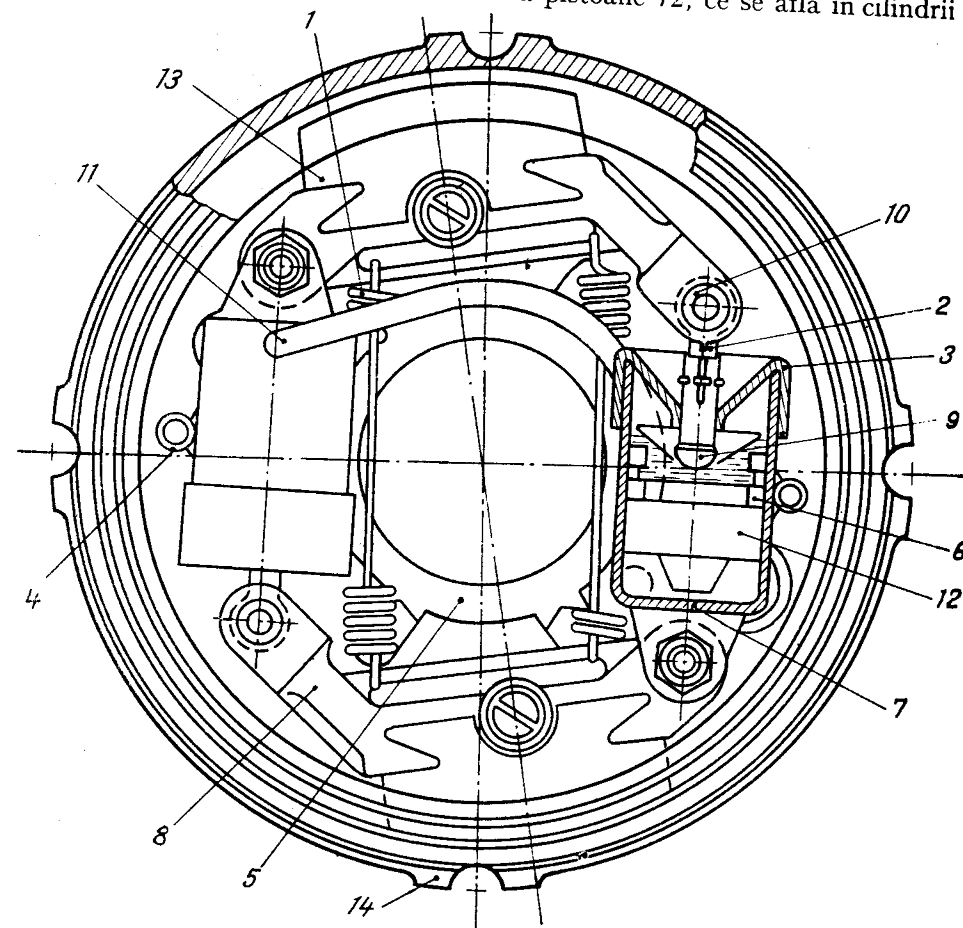


Fig. 1.11. Frîna roții:

1 — arc de readucere a ghearelor; *2* — bielă de reglaj al jocului ghearelor; *3* — capac; *4* — articulație de sprijin; *5* — carcasa frînei; *6* — inel de etanșare; *7* — cilindrul frînei; *8* — gheara frînei; *9* — tija pistonului; *10* — bolțul bielei; *11* — tub de racordare; *12* — piston; *13* — saboții frînei; *14* — discul frînei.

Fig. 1.10. Trenul de aterizare:

1 — contrafișa comandată electric; *2* — arbore transversal; *3* — cremalieră ; *4* — furcă de ghidare a cremalierei; *5* — levierul de scoatere de avarie a trenului; *6* — zăvorul terenului; *7* — pîrghie articulată; *8* — arcul pîrghiei articulate; *9* — indicator mecanic al poziției trenului; *10* — contact de sfîrșit de cursă pe jamba dreaptă care blochează escamotarea trenului încărcat (avionul pe sol); *11* — contacte de semnalizare a scoaterii trenului (becuri verzi) ; *12* — contact de sfîrșit de cursă pentru poziția escamotat; *13* — contact de sfîrșit de cursă pentru poziția scos; *14* — cuplaj cu dinți pe arborele transversal; *15* — cuplaj cu dinți pe pîrghia articulată; *16* — amortizor de cauciuc cu manșon metalic; *17* — disc de fricțiune a cuplajului cu dinți; *18* — cuplaj dreapta pentru îmbinarea arborelui transversal cu arborele de legătură; *19* — cablu Bowden pentru scoaterea de avarie a trenului; *20* — arcuri de readucere a zăvorului; *21* — suporturile transversale ale jambei trenului; *22* — arc cu șaibă, piuliță și splint pentru reazemul cîrligului zăvorului; *23* — jamba trenului; *24* — știft de blocare a jambei în poziția escamotat; *25* — indicator; *26* — furcă de ghidaj a cremalierei; *27* — carcasă; *28* — contacte pentru indicarea escamotării și zăvorîrii trenului — iluminare roșie —; *29* — amortizor al contrafișei; *30* — cuplaj stînga; *31* — contact de sfîrșit de cursă pentru coborîrea de avarie a trenului; *32* — șuruburi limitatoare pe arborele transversal; *33* — motor electric. *I* — reperul roșu *A* de pe manșonul *32* trebuie să fie aliniat cu reperul de pe arborele transversal *2*; *II* — reperul roșu *B* de pe indicatorul *25* trebuie să fie aliniat cu reperul de pe furca de ghidaj a cremalierei *26*.

frînă 7. În interiorul cilindrului se află cu ajutorul lichid hidraulic sub presiune, realizată cu pompele, ce sînt acționate cu niște pedale montate pe fiecare palonier. Legătura dintre aceste pompe și cilindrii de frînă receptori de la roți este făcută cu furtunuri de presiune.

Frîna de staționare (livrată la cerere) este comandată printr-un mîner plasat sub tabloul de bord al postului de pilotaj anterior. Pentru a comanda frîna de staționare (parcare) este necesar să se tragă mînerul frînei de staționare și să se apese pînă la capăt pedalele frînei, acestea rămînînd blocate în poziția de frînare. Pentru deblocare se rotește mînerul frînei de staționare 90° la stînga, se pune în poziția inițială și se apasă apoi de două ori, pînă la capăt, pedalele frînei.

Cauciucurile roților principale, care au dimensiunile 420 × 150 mm, trebuie să aibă o presiune de 2,2 kgf/cm² (aplatisarea de 3 cm) iar cauciucul bechiei, cu dimensiunile 260×85, trebuie să aibă o presiune de 1,5 kgf/cm².

2

INSTALAȚIILE AVIONULUI DE ȘCOALĂ

La bordul avionului de școală se află mai multe instalații, care, în bună parte, servesc pentru asigurarea funcționării instalației principale de forță (motorul). Afară de cîteva instalații, cum ar fi cea de combustibil și cea de forță, care sînt mai complexe, celelalte au o organizare și funcționare simplă. În cele ce urmează se prezintă în mod succint organizarea instalațiilor și modul cum acestea funcționează. În ceea ce privește instalația principală de forță, aceasta este tratată la cap. 3.

2.1. Instalația de combustibil

Această instalație (fig. 2.1) asigură alimentarea cu benzină a pompei de injecție din sistemul de alimentare al motorului atît în zbor normal, cît și în zbor pe spate. Se compune din următoarele:

— două rezervoare principale (2 × 45 l = 90 l), amplasate în bordul de atac al planurilor, aproape de locul de fixare a acestora de fuzelaj; fiecare rezervor este fixat pe suportul său cu centuri nituite pe lonjeronul principal al planului;

— două rezervoare de rezervă (suplimentare), cu capacitatea 2 × 35 l = = 70 l, fixate la capătul planurilor (numai la categoria normal);

— un rezervor de compensare (de legătură sau *nurisă*) de 5,5 l, ce asigură zborul pe spate;

— o pompă manuală de benzină, cu pahar decantor și filtru, care servește la amorsarea instalației de combustibil înainte de pornirea motorului; cînd pîrghia pompei este ridicată, membrana pompei se ridică și benzina este aspirată prin filtru; cînd pîrghia este lăsată liber, benzina este refulată de o membrană, împinsă de un arc în conducta ce duce la pompa de injecție a motorului;

— conducte de legătură între rezervoare și între acestea și sistemul de alimentare al motorului;

— conducte de acrisire (drenaj).

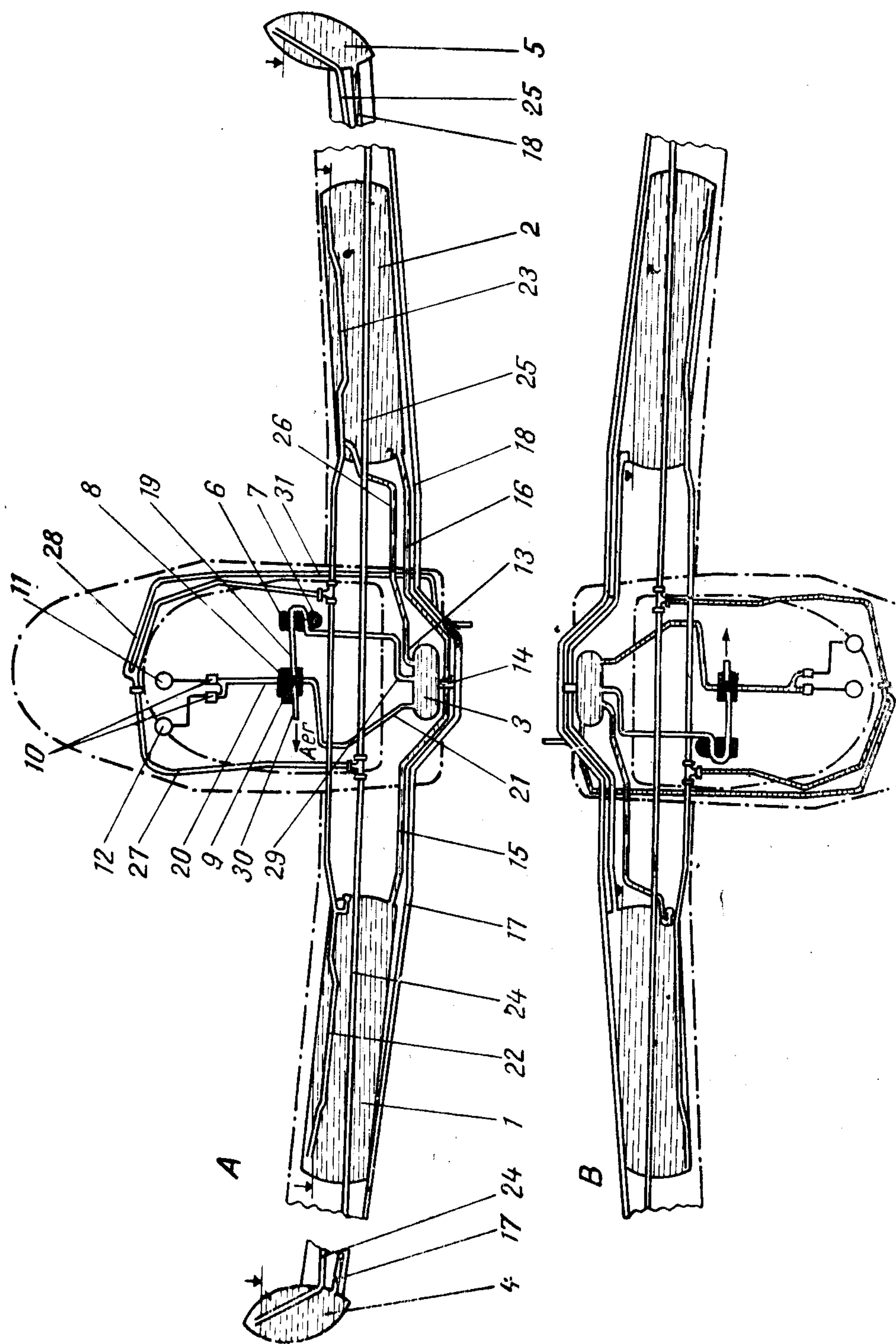


Fig. 2.1. Instalaţia de combustibil:

1 — rezervor principal dreapta; 2 — rezervor principal stînga; 3 — rezervor de legătură (nurisă); 4 — rezervor suplimentar dreapta; 5 — rezervor suplimentar stînga; 6 — robinet pentru benzină; 7 — filtru de benzină şi pompă manuală; 8 — pompa de alimentare; 9 — pompa de injecţie cu benzină (şpriţ); 10 — transmiţătoare presiune benzină; 11 — manometru presiune benzină în postul de pilotaj anterior; 12 — manometru presiune benzină în postul de pilotaj posterior; 13 — supapă gravitaţională; 14 — racord de intrare a benzinei în rezervorul de legătură; 15 — conductă între rezervorul principal dreapta şi rezervorul de legătură; 16 — conductă între rezervorul principal stînga şi rezervorul de legătură; 17 — conductă între rezervorul suplimentar dreapta şi rezervorul de legătură; 18 — conductă între rezervorul suplimentar stînga şi rezervorul de legătură; 19 — conductă între filtrul de benzină şi pompa de alimentare; 20 — conductă spre transmiţătoarele de presiune a benzinei; 21 — conductă deversoare (retur) din pompa de alimentare; 22 — conducta de evacuare a aerului din rezervorul principal dreapta; 23 — conducta de evacuare a aerului din rezervorul principal stînga; 24 — conducta de evacuare a aerului din rezervorul suplimentar dreapta; 25 — conducta de evacuare a aerului din rezervorul suplimentar stînga; 26 — conducta de evacuare a aerului din rezervorul de legătură; 27 — conducta de evacuare a aerului din rezervoarele suplimentare; 28 — conducta de evacuare a aerului din rezervoarele principale; 29 — conducta rezervorului de legătură spre robinetul de benzină; 30 — conducta pompei de injecţie spre cilindrii motorului; 31 — conducta de evacuare a aerului, comună rezervoarelor de benzină; A — zbor normal; B — zbor pe spate.

Rezervoarele principale sînt prevăzute cu litrometre mecanice cu flotor şi indicatoare pe planuri (v. fig. 1.4, poz. *6*). Cînd rezervoarele conţin combustibil, indicatorul litrometrului este negru, cu cifre albe care indică conţinutul în litri; iar cînd rezervoarele sînt goale, indicatorul este complet roşu. La fel sînt organizate şi litrometrele rezervoarelor suplimentare.

Pentru injectarea benzinei în galeria de admisie a motorului, la pornirea acestuia, se utilizează pompa de injecţie manuală (de şpriţ), comandată de pe partea dreaptă a fiecărui post de pilotaj.

În timpul zborului pe spate, o supapă gravitaţională împiedică scurgerea benzinei din rezervorul de compensare în rezervoarele principale (fig. 2.1, poz. *13*). Zborul pe spate nu poate dura mai mult de 3 min, timp în care se consumă benzina din rezervorul de compensare.

2.2. Instalaţia de ulei

Această instalaţie asigură alimentarea cu ulei a sistemului de ungere a motorului. Instalaţia este foarte simplă, constînd dintr-un rezervor de ulei fixat pe lonjeronul planului central, în partea stîngă, conducte de legătură între rezervor şi pompele de pe motor (aspiraţie şi refulare), conducte de aerisire, supapă de sens şi supapă gravitaţională aceasta din urmă asigurînd alimentarea sistemului de ungere şi în timpul zborului pe spate (fig. 2.2 şi fig. 3.4). Rezervorul de ulei asigură un nivel maxim de umplere de 14 l, care se verifică cu o jojă, ce se găseşte pe buşonul de umplere. Nivelul minim de umplere este de 11 l pentru categoria acrobaţie şi de 9 l pentru categoria normală.

2.3. Instalaţia de energie electrică

Instalaţia de energie electrică constă din sursa principală, un generator de curent continuu de 28 V/600 W, şi sursa auxiliară, constînd dintr-o baterie de acumulatoare de 24 V/25 A · h. Pentru a se asigura alimentarea cu energie electrică de la sol există o priză exterioară, montată pe partea stîngă a fuzelajului. Circuitele electrice sînt monofilare, polul negativ fiind legat la masa metalică a avionului.

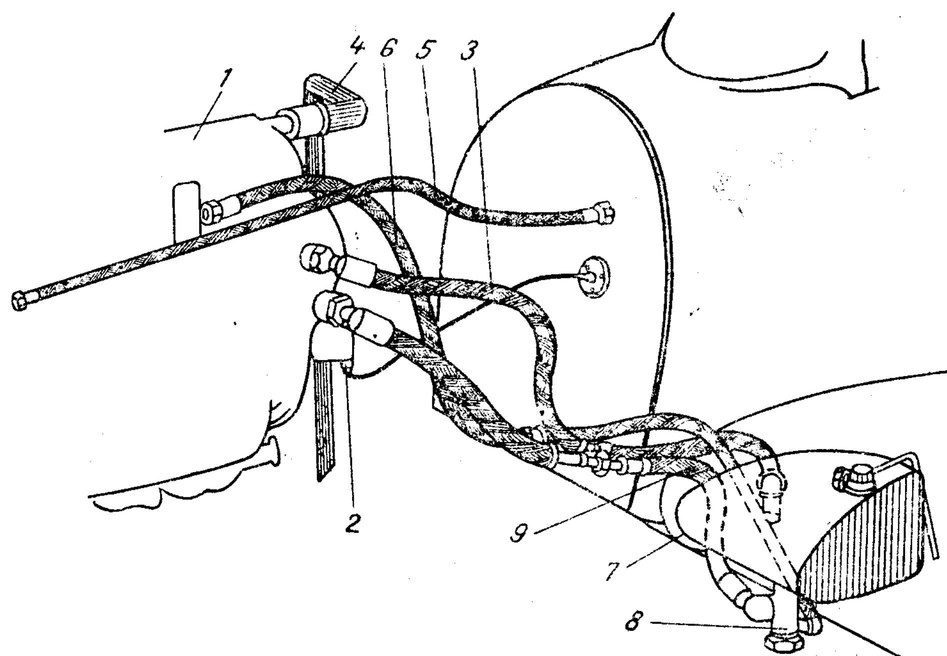


Fig. 2.2. Instalația de ulei:

1 — motor; *2* — transmițător de temperatură ulei; *3* — tub durit; *4* — evacuarea aerului din carteru motorului; *5* — tub durit spre transmițătorul de presiune a uleiului; *6* — tub durit de evacuare a aerului din rezerorul de ulei; *7* — rezervor de ulei; *8* — supapă gravitațională; *9* — conductă de aspirație.

Curentul electric servește pentru alimentarea unor semnalizări acustice și optice, cum ar fi becurile pentru semnalizarea poziției trenului, semnalizarea luminoasă de încălzire a tubului Pitôt, semnalizarea de avertizare viteză de angajare sau depășirea factorilor de sarcină admiși, pentru alimentarea unor aparate de bord, ca indicator de viraj și glisadă (giroorizont), termometre, precum și a motorului electric (demaror) pentru antrenarea motorului avionului la pornire (se recomandă folosirea unei surse electrice exterioare pentru prelungirea vieții bateriei).

Instalația electrică este prevăzută și cu un convertizor pentru transformarea curentului continuu în curent alternativ, necesar alimentării stației radio de la bord și a giroscoapelor.

2.4. Instalația antiincendiară

Instalația antiincendiară se compune din următoarele elemente: extinctor, conducte, trei pulverizatoare, cabluri care duc la cele două manete de acționare din cele două cabine de pilotaj (fig. 2.3) și un claxon avertizor.

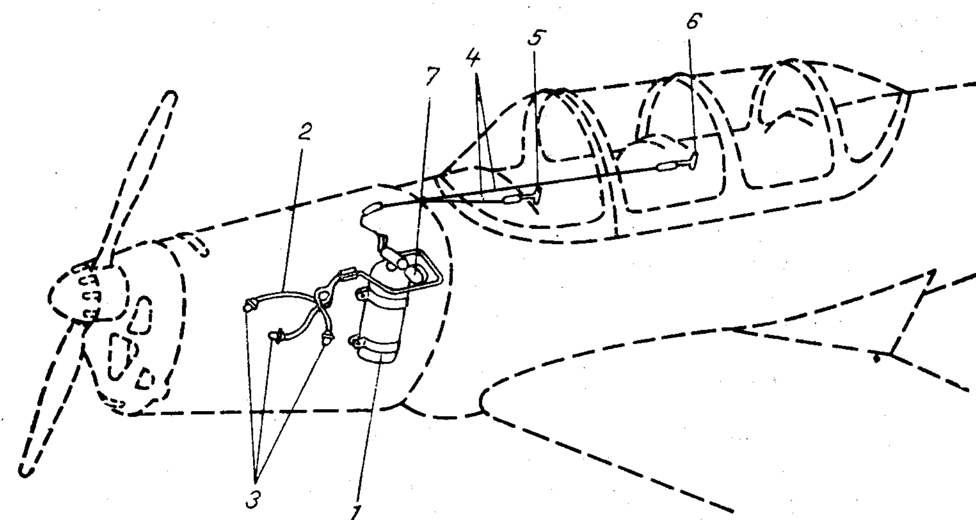


Fig. 2.3. Instalația antiincendiară:

1 — extinctor; *2* — conducte; *3* — pulverizatoare; *4* — cablu; *5* — manetă de comandă în postul de pilotaj anterior; *6* — manetă de comandă în postul de pilotaj posterior; *7* — manometru.

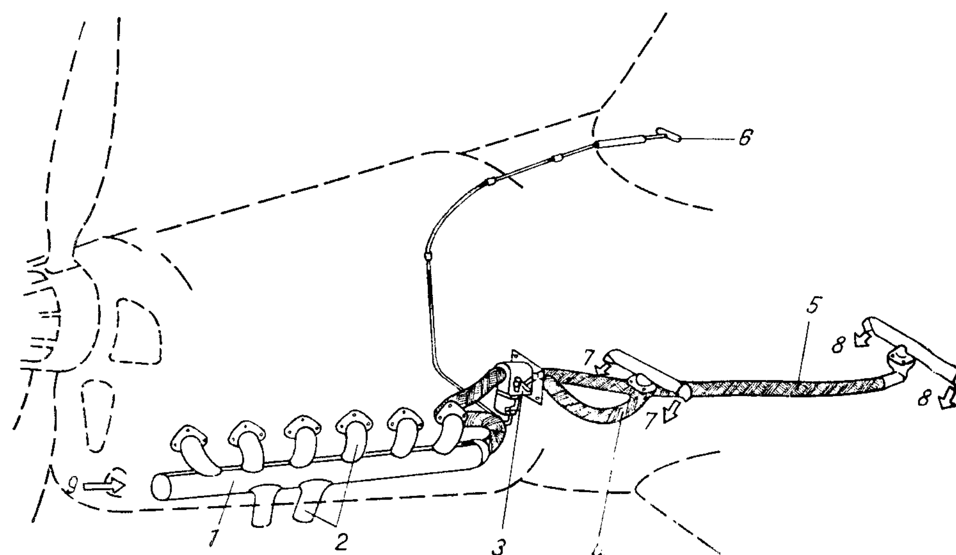


Fig. 2.4. Instalația de încălzire:

1 — schimbător de căldură; *2* — țeavă de evacuare (eșapament) a motorului; *3* — cutie de distribuție; *4* — conduc- cu aer încălzit pentru postul de pilotaj anterior; *5* — idem, pentru postul de pilotaj posterior; *6* — manetă de eglare a încălzirii; *7* — intrarea aerului cald în postul de pilotaj anterior; *8* — idem, în postul de pilotaj posterior; *9* — ntrarea aeru exterior în instalația de încălzire.

De asemenea, compartimentul motorului este separat de fuzelaj (cabinele de pilotaj) printr-un panou parafoc, iar în fiecare cabină de pilotaj mai există cîte un extinctor portabil.

2.5. Instalaţia de încălzire şi ventilaţie

Instalaţia de încălzire (fig. 2.4), care este livrată la cerere, constă din următoarele: schimbătorul de căldură *1*, ţeava de evacuare a motorului *2*, cutia de distribuţie *3*, conductele *4* şi *5* care asigură intrarea aerului cald în postul de pilotaj anterior, respectiv posterior, şi maneta *6* pentru reglarea încălzirii.

Aerul din exterior intră, prin orificiul *9*, în schimbătorul de căldură, unde, venind în contact cu ţevile de evacuare, se încălzeşte. Apoi, trecînd prin cutia de distribuţie *3*, unde cu maneta *6* se poate regla încălzirea, ajunge prin conducte la posturile de pilotaj prin orificiile *7* şi *8*.

În ceea ce priveşte ventilaţia cabinelor, aceasta este asigurată prin cîte o fantă reglabilă, prevăzută la partea superioară, în fiecare post de pilotaj.

3

GRUPUL MOTOPROPULSOR

Grupul motopropulsor constă din motorul propriu-zis (instalaţia principală de forţă), elicea, care realizează tracţiunea necesară producerii vitezei avionului, şi organul de legătură între motor şi elice, reductorul, acolo unde elicea se roteşte cu o turaţie deosebită de cea a motorului. La avioanele mici de şcoală, turaţia motorului este de regulă egală cu cea a elicei, aceasta fiind prinsă de arborele cotit prin intermediul unei flanşe.

3.1. Motorul

Avionul ZLIN 726 este înzestrat cu un motor cu piston în patru timpi, cu aprindere prin scînteie, cu şase cilindri, de tip M 137 AZ, construit de uzinele „AVIA" din Cehoslovacia. Este fixat inversat (arborele cotit la partea superioară) pe un batiu, fixat la rîndul lui de partea anterioară a structurii de rezistenţă a fuzelajului (fig. 3.1).

Caracteristic la acest motor este sistemul de alimentare, care constă dintr-o pompă de injecţie, care însă trimite benzina nu în interiorul cilindrilor, ci în cotul conductei de admisie a aerului de la fiecare cilindru, amestecul carburant realizîndu-se în exterior, înainte de supapa de admisie.

Arborele cotit are sensul de rotire spre stînga (privind din cabină), ca şi elicea, care este prinsă de acesta prin intermediul unei flanşe. Cilindreea totală este de 5,96 l, iar raportul de compresie $\varepsilon = 6{,}3:1$.

Blocul motorului este prevăzut cu pereţi transversali dubli, în care sînt montate lagărele arborelui cotit, iar la partea inferioară sînt prevăzute flanşe cu şuruburi, care servesc la fixarea cilindrilor de bloc.

În cele ce urmează nu se va intra în amănuntele constructive şi funcţionale ale tuturor mecanismelor şi sistemelor motorului, ci se va descrie mai detaliat sistemele de alimentare şi de ungere, ce au anumite particularităţi faţă de cele ale motoarelor de pe avioanele care nu sînt de acrobaţie, în sensul că aceste sisteme permit funcţionarea motorului şi în zbor pe spate.

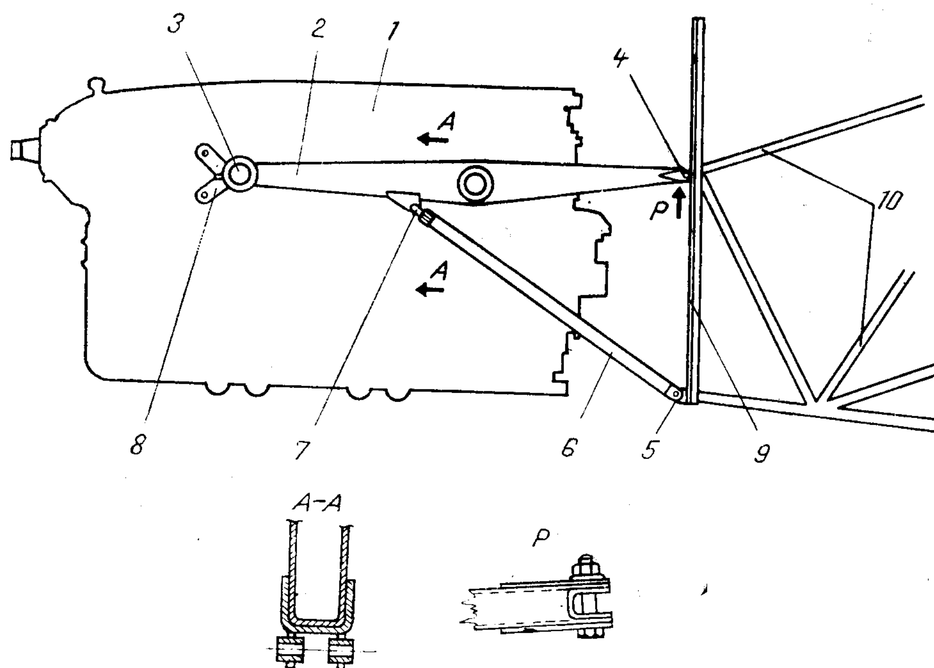


Fig. 3.1. Fixarea motorului de fuzelaj:

1 — motor; *2* — braţ batiu al suportului motorului; *3* — pivoţi de fixare a motorului; *4* şi *5* — buloane; *6* — contrafişă a suportului motorului; *7* — orificiu reglabil al contrafişei cu contrapiuliţă; *8* — suport al capotei anterioare a motorului; *9* — panou parafoc; *10* — strucura de rezistenţă a fuzelajului.

3.1.1. Sistemul de alimentare

Acest sistem, care primeşte benzina de la instalaţia de benzină descrisă la § 2.1, asigură introducerea amestecului carburant (aer şi benzină) în cilindri în timpul admisiei (timpul 1). Sistemul se compune dintr-o pompă de injecţie de tip LUN 5150 (fig. 3.2), conducte de legătură şi un set de injectoare (cîte un injector de fiecare cilindru). Pompa de injecţie dozează şi distribuie complet automat cantităţile de benzină pentru fiecare cilindru, în întregul domeniu de variaţie a turaţiei motorului, ţinînd seamă şi de altitudinea avionului deasupra nivelului mării.

Funcţionarea pompei LUN 5150 este următoarea: benzina este aspirată prin ştuţul *1* cu ajutorul pompei cu palete *3*. După ce trece prin filtrul *2*, benzina este refulată sub o presiune de 0,2—0,3 at, în camera de aerisire *7*. Această presiune poate fi reglată cu supapa *4*, prin înlocuirea arcului *5*, care apasă supapa pe scaunul ei. Pentru măsurarea presiunii există ştuţul *6*, de unde se transmite la aparatul indicator din cabina de pilotaj. Gazele separate în camera de aerisire *7* sînt înapoiate, cu fluxul de reîntoarcere a benzinei, prin racordul *9* în rezervorul prevăzut pe avion (v. fig. 2.1, poz. *21*).

Evacuarea aerului se realizează cu ajutorul celor trei orificii calibrate *8*, unul aflîndu-se la partea superioară a camerei de aerisire *7* şi două la partea inferioară, astfel că, în orice poziţie a motorului, gazele pot fi eliminate prin aceste orificii în conducta de returnare datorită suprapresiunii pe care o are benzina.

Pompa de injecţie propriu-zisă aspiră benzina cu două pistonaşe *10* (în fig. 3.2 se vede numai unul), care, prin sertarul de distribuţie *11*, este trecută apoi în racordul *12* al conductei de injecţie a cilindrului respectiv. Cursa pistoanelor se realizează cu trei came *13*, prevăzute pe suprafaţa frontală a roţii dinţate a dispozitivului de acţionare a pompei. Cursa camelor *13*

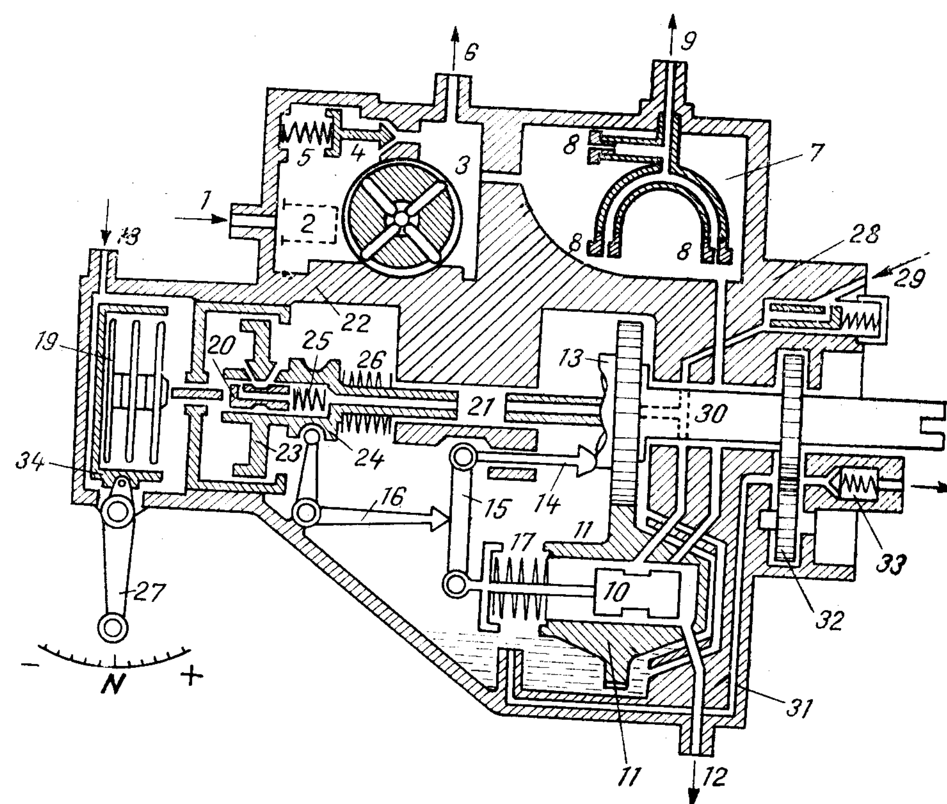


Fig. 3.2. Pompa de injecţie LUN 5150:

1 — ştuţ de intrare a benzinei; *2* — filtru de intrare; *3* — pompă de alimentare cu palete; *4* — supapă de reglare a presiunii; *5* — arc reglare presiune; *6* — ştuţ măsurare presiune benzină; *7* — cameră de aerisire; *8* — orificii calibrate pentru eliminare gaze; *9* — ştuţ returnare gaze şi fluxul suplimentar de combustibil; *10* — pistoane (2 buc); *11* — sertar de distribuţie; *12* — racordul conductei de injecţie; *13* — came (3 buc); *14* — împingător; *15* — culbutor; *16* — braţ de reglare; *17* — arc readucător; *18* — ştuţ intrare aer din galeria (conducta) de aspiraţie; *19* — set capsule barometrice; *20* — pistonul de prea plin al servoregulatorului; *21* — conducta de preaplin a servomecanismului de reglare; *22* — cilindrul servomecanismului; *23* — pistonul servomecanismului; *24* — bucşă de reglare a servomecanismului; *25* şi *26* — arcuri readucătoare; *27* — pîrghie pentru reglarea manuală a amestecului carburant; *28* — flanşă; *29* — orificiu intrare ulei în supapa de reducere a presiunii de la 3,5—4 at la 2 at; *30* — lagărul roţii dinţate de acţionare; *31* — conductă returnare ulei; *32* — pompă aspiraţie ulei; *33* — supapă de sens; *34* — locaşul setului de capsule.

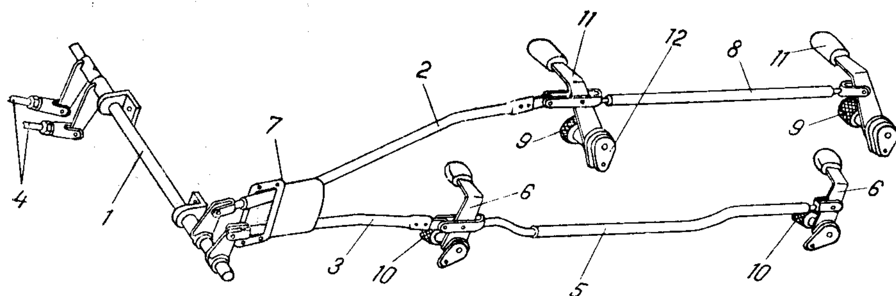


Fig. 3.3. Comenzile motorului:

1 — tija transversală; *2* — tija de acționare a manetei de gaze; *3* — tija de acționare a manetei de corecție a amestecului; *4* — tije de acționare spre motor; *5* — tija de legătură a manetelor de corecție; *6* — manetă de corecție a amestecului; *7* — capac al tijelor de ghidaj; *8* — tijă de legătură a manetelor de gaze; *9* — piuliță de blocare a manetei de gaze; *10* — piuliță de blocare a manetei de corecție a amestecului; *11* — maneta de gaze; *12* — șaibe de fricțiune.

este transmisă prin împingătorul *14* la culbutorul *15*, care se reazemă pe brațul de reglare *16*. Acest braț modifică raportul de transmitere între brațele de pîrghie, în urma cărui fapt cursa pistonului, și prin aceasta și cantitatea de benzină injectată, se modifică. Pistonașul *10* este împins înapoi de arcul readucător *17*.

Reglarea cantității injectate se face conform presiunii aerului din galeria de admisie, presiune care se modifică cu maneta de gaze din cabina de pilotaj (v. fig. 3.3, poz. *11*), care deschide mai mult sau mai puțin un fluturaș. Această presiune este transmisă printr-un tub flexibil și ștuțul *18* al pompei de injecție, la un set de capsule barometrice *19*. Acestea se află într-o carcasă, *34*, ce poate fi mișcată cu levierul *27*, legat cu comanda de îmbogățire sau sărăcire a amestecului din cabina de pilotaj (v. fig. 3.3, poz. *6*).

La aceeași poziție a fluturașului din galeria de admisie setul de capsule va lucra și ca un corector altimetric, în funcție de altitudinea la care se zboară Deci, modificarea presiunii transmise prin ștuțul *18* (v. fig. 3.2) la setul de capsule *19* modifică cantitatea de benzină injectată la cilindri în felul următor: setul de capsule acționează cu partea liberă asupra pistonului de preaplin *20* de la servomecanismul de reglare, care se compune din cilindrul *22*, pistonul *23*, cu bucșa de reglare *24*, ce deplasează brațul de reglare *16*. Pistonul și pistonul de preaplin sînt împinse în pozițiile lor inițiale de arcurile *25* și *26*. Uleiul sub presiune din sistemul de ungere al motorului este condus, printr-un orificiu din flanșa *28*, în supapa de reducere a presiunii *29*, care reduce presiunea uleiului de la 3,5—4 at la 2 at. Uleiul cu această presiune redusă unge pe de o parte lagărul roții dințate *30*, iar pe de altă parte sertarul de distribuție *11*. Prin acest sertar uleiul curge în șanțul din pistonul de injecție *10*, care în felul acesta este uns și protejat împotriva pătrunderii benzinei. În continuare uleiul sub presiune redusă curge în spațiul gol din jurul roții de acționare, trecînd apoi în conducta de preaplin *21*, ca ulei de lucru al servomecanismului. Uleiul returnat de la lagăre și uleiul de preaplin de la servomecanismul de reglare este aspirat, prin conducta *31*, de pompa

cu roți dințate *32* și refulat prin supapa de sens *33* în sistemul de ungere al motorului.

Deci, dacă presiunea la setul de capsule *19* crește în urma acționării manetei de gaze din cabina de pilotaj, acestea vor fi comprimate, ceea ce va permite ca pistonul *23* cu bucșa de reglare *24* să se deplaseze spre stînga. Aceasta va avea ca rezultat mișcarea brațului de reglare *16* către articulația superioară a culbutorului *15*, în acest fel mărindu-se cursa de injectare a pistonului *10*. Dacă se reduc gazele, situația se inversează: capsulele, prin dilatare, vor împinge și deplasa spre dreapta pistonul *23* și bucșa de reglare *24*. Brațul de reglare *16* se va deplasa în jos pe culbutorul *15*, ceea ce va avea ca rezultat micșorarea cursei pistonului *10*. Dacă la aceeași poziție a fluturașului din galeria de admisie presiunea aerului scade sau crește datorită schimbării altitudinii, capsulele barometrice *19* vor acționa în mod similar, lucrînd în această situație ca un corector altimetric, căutînd să mențină proporția dintre benzină și aer în limitele optime. Astfel, dacă altitudinea crește, aerul se rarefiază, deci va trebui injectată o cantitate de benzină mai mică în galeria de admisie. Presiunea mai mică se transmite la capsulele *19*, acestea dilatîndu-se; în final se micșorează cursa pistonului *10*, deci cantitatea de benzină injectată va fi mai mică. Situația se petrece invers dacă de la altitudine mai mare se zboară către una mai mică.

În cazul cînd presiunea uleiului din sistemul de ungere a motorului scade sub 0,1 at, ceea ce înseamnă apariția unei defecțiuni (conductă de ulei spartă, pompă de refulare defectă etc.), servomecanismul de reglare face să se injecteze automat o cantitate mai mare de benzină, astfel că amestecul carburant devine prea bogat și motorul se oprește, fiind protejat împotriva gripării care s-ar fi produs dacă ar fi funcționat în continuare.

Această îmbogățire automată a amestecului ajută și la pornirea motorului. Cînd timpul este răcoros și motorul este rece, amestecul necesar pentru pornirea motorului se reglează cu maneta de corecție a amestecului (fig. 3.3, poz. *6*), care acționează asupra levierului *27* și acesta asupra setului de capsule *19*, care se eliberează în urma mișcării manetei. Deci capsulele se vor deplasa spre stînga, ceea ce va face și servomecanismul de reglare, care va poziționa brațul de reglare *16* la cantitatea maximă de benzină injectată (gaze în plin). Această cantitate de benzină corespunde aproximativ cu o cantitate de trei ori mai mare decît cea necesară pentru puterea normală a motorului. Presiunea benzinei în conducta de injecție este de 3,3—3,7 at.

Turațiile și presiunile la admisie ale motorului M 137 AZ sînt date în tabelul 3.1.

Tabelul 3.1

Puteri — turații — presiuni de admisie la motorul M 137 AZ

Regimul	Puterea, CP	Turația, rot/min	Presiunea, at	Limitări de durată
Maxim de decolare	180±2,5%	2750±1%	1,02±0,02	max 5 min
Maxim continuu	160±2,5%	2680±1%	0,965±0,02	Fără limită
Maxim de croazieră	140±2,5%	2580±1%	0,890 maxim	Fără limită

3.1.2. Sistemul de ungere al motorului M 137 AZ

Circulația uleiului în interiorul motorului este asigurată de o pompă de presiune, *10* (fig. 3.4), și de două pompe de aspirație, una principală *9* și una auxiliară *7*. Pompa de presiune refulează uleiul pentru a unge lagărele

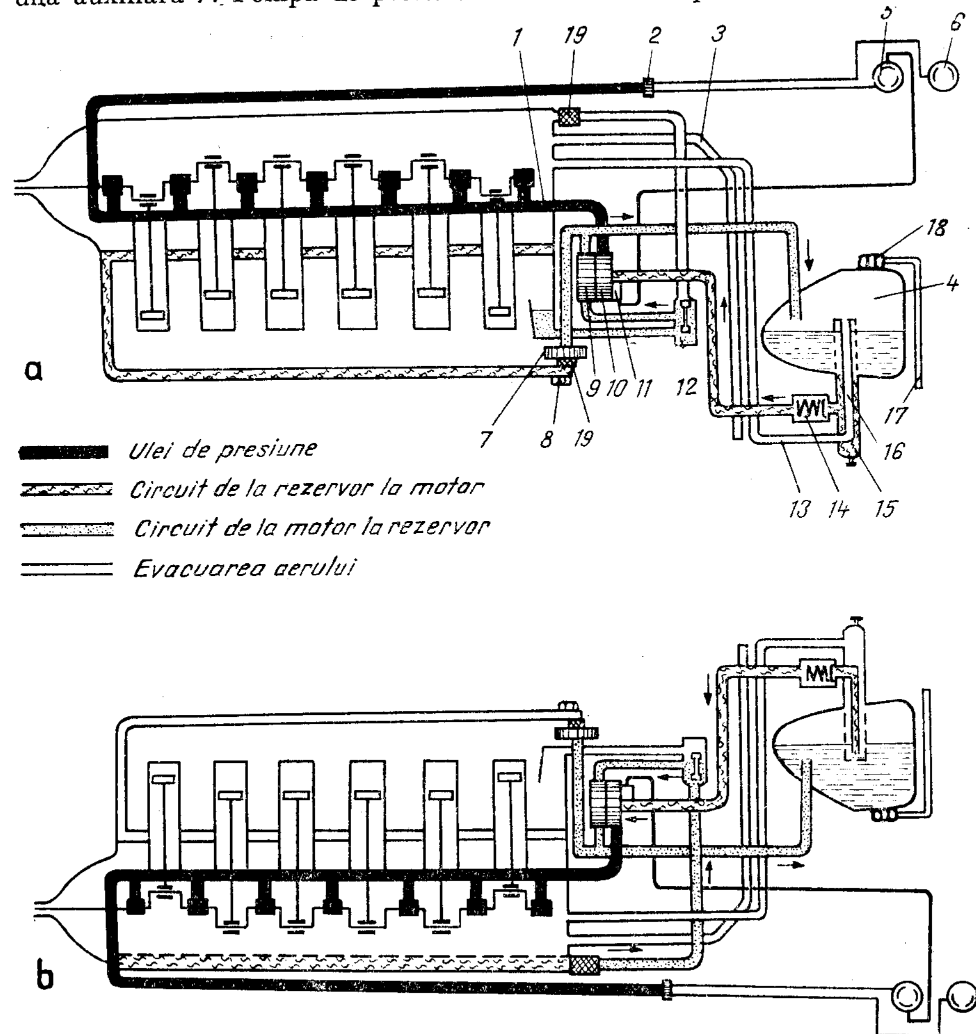


Fig. 3.4. Schema sistemului de ungere al motorului M 137 AZ și a instalației de ulei a avionului ZLIN 726:

1 — circuitul uleiului la lagărele motorului; *2* — transmițător de presiune a uleiului; *3* — evacuarea aerului din carterul arborelui cotit; *4* — rezervor de ulei; *5* — triplu indicator (temperatură ulei intrare, presiune ulei și presiune benzină); *6* — dublu indicator (presiune ulei, presiune benzină); *7* — pompă de aspirație auxiliară; *8* — bușon de golire; *9* — pompă de aspirație; *10* — pompă de presiune; *11* — filtru triplu intrare și transmițător termometru ulei; *12* — supapă cu dublu sens cu bile; *13* — evacuarea aerului din rezervorul de ulei; *14* — supapa de sens (reținere); *15* — supapă gravitațională cu filtru; *16* — corpul supapei gravitaționale; *17* — țeavă de scurgere; *18* — bușon de alimentare; *19* — filtre.

principale și lagărele de bielă ale arborelui cotit, roțile auxiliare de acționare, arborele cu came și pompa de injecție. Pompa auxiliară aspiră uleiul din carcasa arborelui cu came și îl trimite în colectorul de ulei. La pompa principală de aspirație este montată supapa cu dublu sens cu bile *12*, care, la schimbarea poziției motorului, comută aspirarea uleiului fie de la colectorul de ulei în zborul normal (fig. 3.4,*a*), fie de la capacul superior în timpul zborului pe spate (acrobatic — fig. 3.4, *b*). Presiunea uleiului reglată inițial de fabrică este de 3,5—4 at.

3.1.3. Sistemul de aprindere

Aprinderea amestecului carburant în fiecare cilindru se realizează cu două bujii, fiecare alimentată separat de la cîte un magnetou. Magnetoul din dreapta alimentează cu curent bujiile de pe partea de admisie iar cel din stînga — bujiile de pe partea de evacuare a motorului (fig. 3.5). Toate conductoarele electrice sînt ecranate. Reglarea avansului la aprindere se efectuează automat de la circa 1 000 rot/min, pînă la 1 600 rot/min, cînd atinge valoarea maximă de 15°. Ordinea de aprindere este: 1—5—3—6—2—4.

În cabina pilotului este montat un întrerupător pentru comanda aprinderii (contact magnetouri, v. fig. 1.8), care este legat prin intermediul cablurilor de scurtcircuitare cu bornele corespunzătoare de la magnetouri, precum și cu masa motorului, acesta fiind izolat față de batiul său. Întrerupătorul are pozițiile: M_1 (magnetoul din dreapta), M_2 (magnetoul din stînga) și $M_1 + M_2$ (ambele magnetouri). Pentru amplificarea scînteii la pornirea motorului s-a conectat un buzer de pornire (amplificator de tensiune), în circuitul magnetoului din dreapta.

Atenție! Trebuie de reținut că, chiar cu întrerupătorul magnetourilor pe poziția „tăiat" (pe nici un magnetou), aprinderea poate avea loc dacă **circuitul de scurtcircuitare a unui magnetou este întrerupt** (cablul rupt sau borna de la **magnetou**

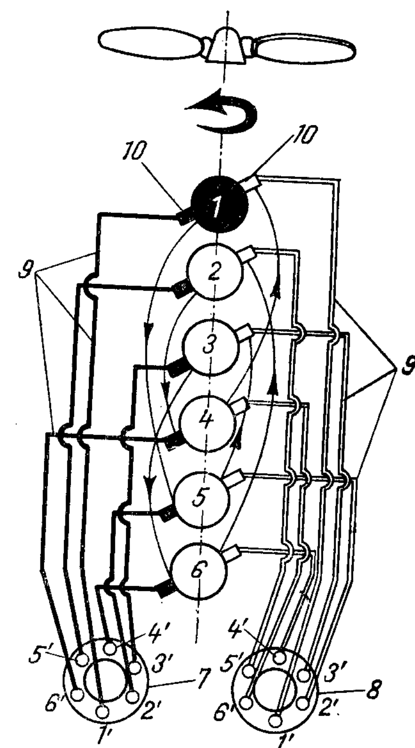


Fig. 3.5. Schema sistemului de aprindere al motorului M 137 AZ:

1—*6* — cilindrii motorului; *7* — magnetoul stînga; *8* — magnetoul dreapta; *9* — conductoare electrice; *10* — bujii; ordinea de aprindere: *1*—*5*—*3*—*6*—*2*—*4*; *1'*—*6'* — bornele magnetourilor.

desfăcută). Aceasta înseamnă că *mişcarea elicei manual trebuie făcută după o prealabilă şi serioasă verificare a circuitului de scurtcircuitare, pentru a se preîntîmpina eventualele accidente.*

3.1.4. Sistemul de răcire al motorului

Motorul M 137 AZ este răcit cu aer. La răcirea motorului concură însă, în parte, şi uleiul de ungere, care la ieşirea din motor este trimis în rezervorul de ulei. Acest rezervor este răcit de aerul care intră printr-o fantă reglabilă din partea stîngă a planului central. Cilindrii şi chiulasele motorului, pentru a

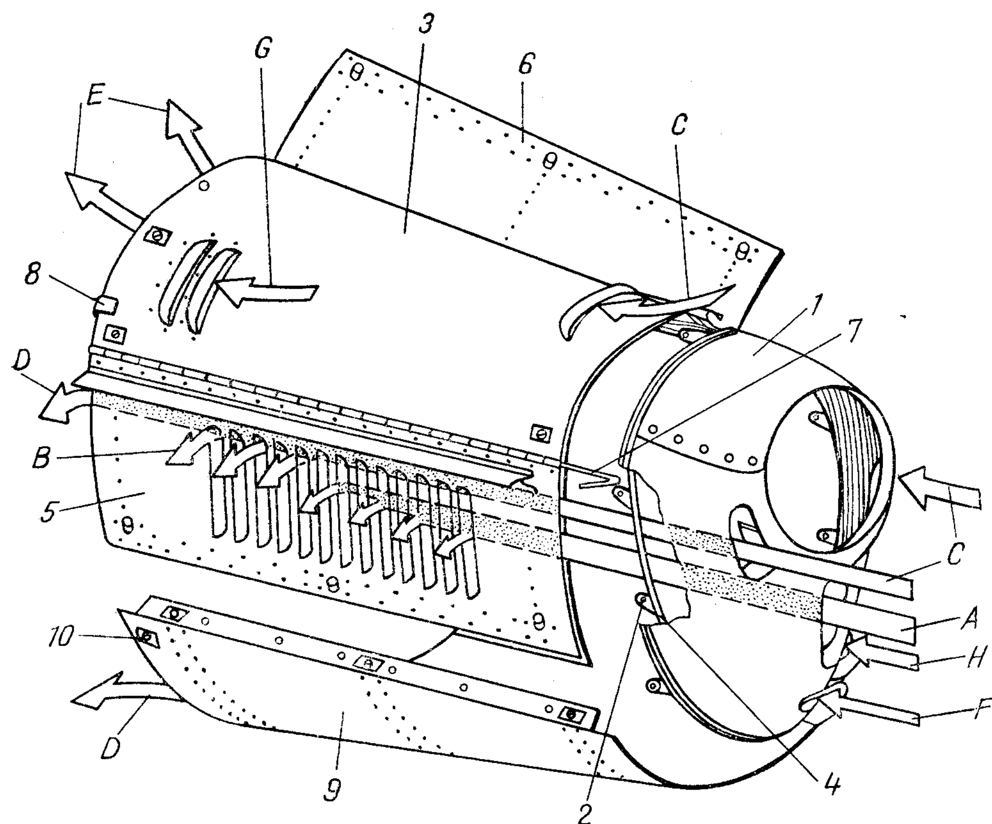


Fig. 3.6. Sistemul de răcire al motorului M 137 AZ:
A — intrarea aerului în sistemul de răcire al motorului; *B* — ieşirea aerului din jurul cilindrilor; *C* — aer de răcire a carterului motorului; *D, E* — ieşirea aerului cald; *F* — aer de răcire a carcasei axului cu came a motorului; *G* — intrarea aerului pentru admisie; *H* — intrarea aerului în schimbătorul de căldură; *1* — capota anterioară din două bucăţi; *2* — fixarea capotei anterioare; *3* — capota superioară demontabilă; *4* — ranforsarea capotei anterioare; *5* — capota dreaptă demontabilă; *6* — capota stîngă demontabilă; *7* — axul articulaţiei laterale; *8* — suport al capotei laterale deschise; *9* — capotă inferioară; *10* — turnicheţi.

avea o suprafaţă mai mare de răcire, sînt nervurate. Chiulasele, care sînt supuse la temperaturi maxime, sînt turnate din aliaj special de aluminiu. Conducerea aerului pentru răcirea cilindrilor, a carterului motorului şi a carcasei axului cu came este realizată de capotele motorului şi pereţii deflectori din interiorul acestora, aşa cum se arată în fig. 3.6. Astfel, de-a lungul liniei de cilindri, în partea stîngă, este format un tunel închis la capătul din spate, în care aerul curge transversal prin fantele dintre cilindri.

3.2. Elicea

Elicea este elementul care asigură avionului tracţiunea pentru a realiza viteza ce-i conferă portanţa necesară zborului.

Elicea cu pas variabil automat are scopul de a menţine turaţia constantă chiar dacă viteza avionului variază datorită faptului că acesta este în pantă de urcare sau coborîre. Turaţia se selectează de către pilot cu maneta de gaze, iar regulatorul de turaţie o menţine apoi constantă, indiferent de viteza de zbor. Astfel, regulatorul de turaţie comandă mărirea pasului de la φ_1 la φ_2 cînd viteza creşte de la V_1 la V_2, ceea ce duce la mărirea unghiului de incidenţă aerodinamic i de la $\sphericalangle i_1$ la $\sphericalangle i_2$ (fig. 3.7). Regulatorul de turaţie poziţionează elicea la acest nou unghi de incidenţă, ce duce la mărirea rezistenţei la rotire, turaţia n rămînînd aceeaşi. În caz de scădere a vitezei de la V_2 la V_1, spre exemplu în panta de urcare, regulatorul de turaţie poziţionează elicea de la $\sphericalangle\varphi_2$ la $\sphericalangle\varphi_1$, astfel că unghiul i_1 devine mai mic ca unghiul i_2, ceea ce face ca rezistenţa la rotire a elicei să scadă astfel că turaţia n se menţine constantă. Orice regulator însă menţine turaţia constantă numai între anumite limite ale vitezelor avionului, limite în afara cărora turaţia variază ca la o elice cu pas fix, deoarece şi elicea cu pas variabil nu poate varia unghiul de incidenţă geometric decît între $\sphericalangle\varphi_{min}$ şi $\sphericalangle\varphi_{max}$.

Din fig. 3.7 se observă că regulatorul de turaţie poziţionează palele elicei la un unghi de incidenţă aerodinamic i astfel ca suma rezistenţelor ce apar la rotire să fie constantă ($Q_z + Q_x = \text{const}$), aceasta pentru ca momentul rezistent la rotire al elicei să fie egal cu momentul rotitor transmis de motor la butucul elicei. Dar în acest timp tracţiunea elicei variază, fiind rezultatul diferenţei $T_z - T_x$.

De obicei regulatorul de turaţie are ca element principal un echipament centrifugal care, la variaţia turaţiei elicei, la aceeaşi poziţie a manetei de gaze, comandă modificarea unghiului palelor astfel ca turaţia să se menţină constantă. Elicea avionului ZLIN 726 este bipală, cu un diametru de 2 m, de tip V-503 A, cu pas variabil automat. Între această elice şi una cu turaţia constantă există o diferenţă fundamentală, deoarece comanda pentru modificarea unghiului palelor nu se realizează prin modificarea turaţiei elicei sau a motorului, care implică şi modificarea turaţiei echipamentului centrifugal al regulatorului de turaţie, ci prin modificarea vitezei de înaintare a avionului, ce împinge mai mult sau mai puţin caserola (coiful) elicei. Caserola, care da-

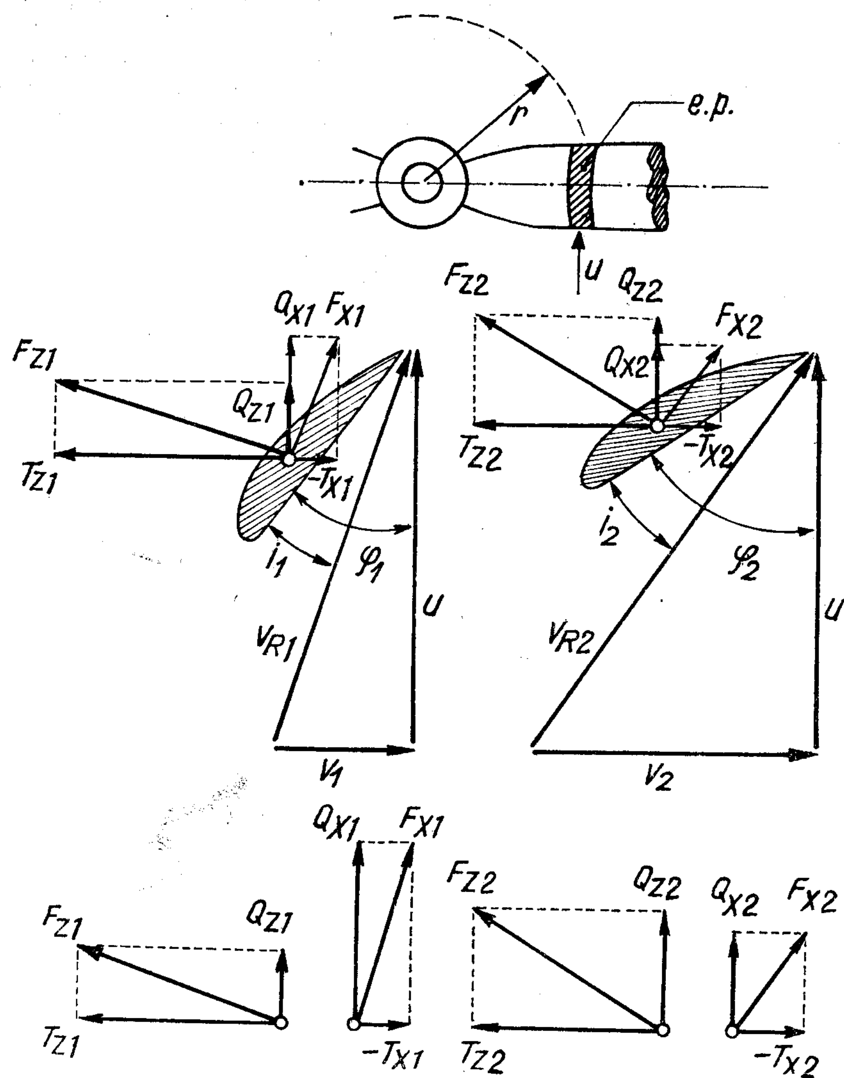


Fig. 3.7. Forțele aerodinamice ce acționează la elicea cu pas variabil automat:
e.p. reprezintă un element de pală la raza de control; u — viteza tangențială a palei la raza de control ($u = 2\pi rn/60$ [m/s], unde r este raza de control, în m și n — turația, în rot/min); V_1, V_2 — viteza avionului în urcare, respectiv în coborîre, în m/s; V_{R1}, V_{R2} — vitezele rezultante pe pală; $\sphericalangle\varphi_1$, $\sphericalangle\varphi_2$ — unghiurile de incidență geometrice ale palei la V_1, respectiv V_2; $\sphericalangle i_1$, $i_2\sphericalangle$ — unghiurile de incidență aerodinamice ale palei la V_1, respectv V_2; F_{z1}, F_{z2} — forța portantă totală a palei la $\sphericalangle i_1$ și $\sphericalangle i_2$; T_{z1}, T_{z2} — tracțiunea palei la $\sphericalangle i_1$, respectiv $\sphericalangle i_2$; Q_{z1}, Q_{z2} — rezistențele la rotire la $\sphericalangle i_1$, respectiv $\sphericalangle i_2$; F_{x1}, F_{x2} — rezistența totală la rotire a palei la $\sphericalangle i_1$ și $\sphericalangle i_2$; Q_{x1}, Q_{x2} — rezistența efectivă la rotire a palei la $\sphericalangle i_1$ și $\sphericalangle i_2$; T_{x1}, T_{x2} — tracțiunea negativă la $\sphericalangle i_1$ și $\sphericalangle i_2$.
La aceeași poziție a manetei de gaze regulatorul de turație fixează palele elicei în diversele evoluții la un unghi de incidență astfel ca să existe egalitatea $Q_{z1} + Q_{x1} = Q_{z2} + Q_{x2} \ldots = \text{const}$, corespunzător momentului cuplului transmis de motor M_K.

torită unor profiluri se rotește independent de elice, face parte din mecanismul de reglare a unghiului de incidență al palelor elicei, de aceea nu este permis ca aceasta să fie apăsată sau trasă pentru a nu interveni deteriorări (dereglări). Elicea este reglată de uzina producătoare astfel încît turația motorului la admisie constantă (maneta de gaze la o poziție dată), o dată cu creșterea vitezei de înaintare a avionului, crește ușor și apoi scade ușor. Turația maximă se atinge la o viteză a avionului între 100 și 120 km/h (fig. 3.8). La viteze ale avionului mai mari decît acestea, caserola este împinsă din ce în ce mai mult, comandînd astfel mărirea unghiului de incidență al palelor. La scăderea vitezei situația se inversează, în sensul că unghiul de incidență datorită revenirii caserolei, se micșorează pentru a se menține turația.

La o viteză constantă a avionului, turația motorului se modifică o dată cu schimbarea admisiei aerului (modificarea poziției manetei de gaze), ceea ce înseamnă că la o putere mai mare a motorului îi corespunde o turație mai mare, iar unei puteri mai mici îi corespunde o turație mai mică. De aici rezultă că la o elice bine reglată nu poate apărea niciodată o supraturare a motorului, chiar dacă modificarea puterii motorului s-a făcut brusc. Aceasta are o importanță foarte mare, în special pentru avioanele de acrobație, dar și pentru celelalte avioane în cazul ratării aterizării.

Atenție! Pentru asigurarea funcționării elicei în parametrii optimi indicați de constructor este necesar ca în zborurile tehnice piloții să verifice funcționarea conform diagramei de la fig. 3.8.

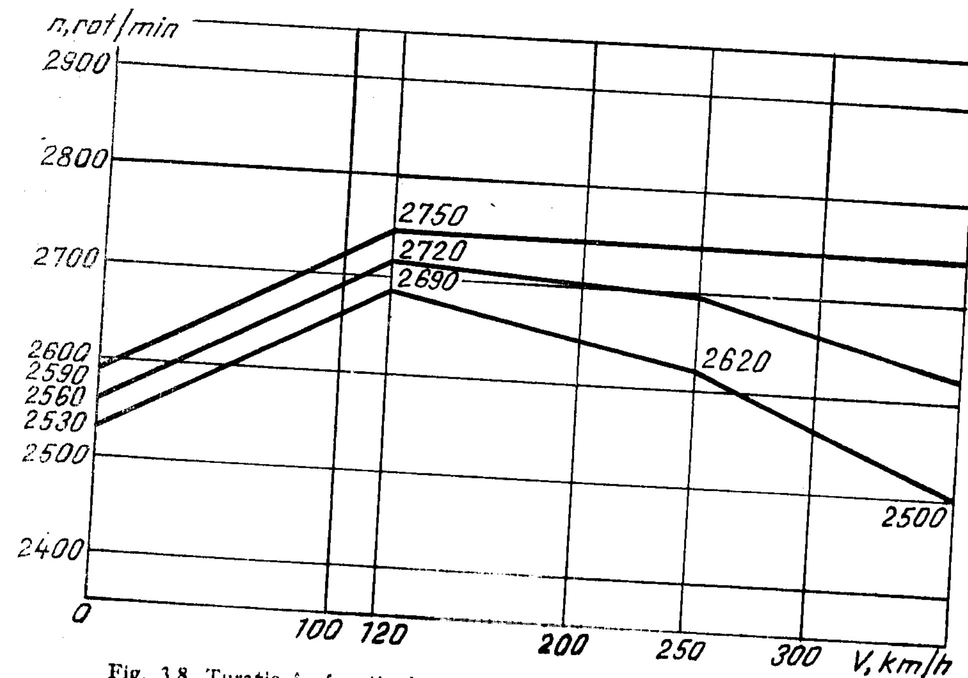


Fig. 3.8. Turația în funcție de viteză la elicea cu pas variabil V-503 A.

4

LIMITĂRI (RESTRICŢII)

Pentru orice avion construit fabrica producătoare prevede o serie de limitări, care trebuie respectate cu stricteţe, în special de personalul navigant, încălcarea acestora putînd duce de la simple evenimente de zbor pînă la catastrofe. Insistăm asupra respectării cu stricteţe a limitărilor impuse, deoarece au fost cazuri cînd unii piloţi au încălcat anumite limitări impuse celulei avionului, iar în zborurile următoare, cu alţi piloţi, în evoluţii normale, s-au produs evenimente de zbor mai mult sau mai puţin grave. Problema limitărilor trebuie deci privită cu toată seriozitatea de tot personalul care participă la executarea zborurilor.

După cum personalului tehnic i se cere să aplice întocmai instrucţiunile tehnice de întreţinere, reparare şi exploatare la sol a avionului, în mod similar personalul navigant trebuie să-şi însuşească şi să respecte în cele mai mici detalii instrucţiunile de exploatare a avionului în zbor, în care sînt specificate în mod clar limitările (restricţiile) impuse de constructor. În general, restricţiile, ca denumiri, sînt aceleaşi pentru majoritatea avioanelor, diferind însă ca valori: de exemplu, limitări la greutate, viteze, factori de sarcină, centraj etc.

Trebuie de avut în vedere că producătorul avionului, după darea în exploatare a acestuia, poate modifica anumite restricţii sau introduce altele noi. În acest caz, producătorul trimite beneficiarilor un buletin cu paginile ce se modifică din instrucţiunile de exploatare în zbor (manualul de zbor), beneficiarul avînd sarcina să înlocuiască paginile iniţiale din manual cu cele modificate şi totodată să le facă cunoscut conţinutul acestora personalului navigant, pentru ca acesta să ia măsuri în consecinţă. În cele ce urmează se va insista asupra principalelor limitări pe care uzina producătoare le impune pentru avionul ZLIN 726.

4.1. Restricţii de greutate

Restricţiile de greutate trebuie respectate pentru a nu se ajunge la situaţii care să pericliteze integritatea avionului, de exemplu aterizarea cu o greutate peste cea maximă admisă, cînd celula şi trenul de aterizare sînt

supuse la solicitări care le pot produce deformaţii permanente, sau în timpul resurselor pronunţate, cînd se poate ajunge la o forţă portantă F_z care să solicite peste normal aripa, depăşindu-se factorul de sarcină admis în exploatare.

Depăşirea greutăţii maxime duce şi la modificarea a numeroase date tehnice şi performanţe ale avionului ca: viteze la decolare, la aterizare, limită etc.), distanţele de decolare şi aterizare, factorul de sarcină, centrajul avionului, raza de acţiune etc. La avionul ZLIN 726 restricţiile de greutate sînt cele din tabelul 4.1.

Tabelul 4.1

Greutăţi maxime la decolare şi aterizare

Categoria avionului	Greutatea maximă de decolare, kgf	Greutatea maximă de aterizare, kgf
Acrobaţie	940	940
Normală	1000	950

În tabelul 4.2 se arată încărcătura utilă şi greutatea avionului gol la categoria acrobaţie şi standard.

Se observă că la avionul categoria normală cele 50 kgf în plus la încărcătura utilă au dus la restricţii de greutate la aterizare, ceea ce înseamnă că dacă se decolează cu $G_M = 1\ 000$ kgf şi trebuie să se aterizeze imediat (nu s-au consumat circa 50 kgf bexzină + ulei), trebuie ca aceasta să se facă cu foarte mare atenţie, fără bonturi, placări etc. La avioanele mari de trausport, în asemenea situaţii există posibilitatea de a se larga surplusul de combustibil pentru a se ateriza fără riscuri.

Tabelul 4.2

Sarcina utilă maximă admisă

Categoria avionului	Încărcătura maximă utilă kgf	Greutatea avionului gol kgf
Acrobaţie	250	690
Normală	300	700

4.2. Limitări datorită factorului de sarcină

Prin factorul de sarcină n se înţelege raportul dintre portanţa aripii F_z într-o evoluţie oarecare a avionului şi greutatea acestuia: $n = F_z/G$. În zbor sînt numeroase cazurile cînd F_z este mai mare decît G, astfel în resurse (pozitive sau negative), în viraje, în special în cele mult înclinate, în zborul în atmosferă agitată şi mai cu seamă la executarea figurilor acrobatice. În evoluţiile avionului nu trebuie să se depăşească factorul de sarcină admis în exploatare n_e

(pozitiv sau negativ), în caz contrar putînd apărea deformații permanente, care produc dificultăți în pilotarea avionului.

Insistăm asupra înțelegerii importanței cunoașterii și respectării factorului de sarcină, deoarece mai sînt situații cînd acesta este tratat cu superficialitate. Trebuie reținut neapărat că, la depășirea factorului de sarcină admis în exploatare multiplicat cu un coeficient de siguranță (de regulă 1,5), avionul se rupe ($n_r = 1{,}5\ n_e$). De asemenea, la același avion, valoarea factorului de sarcină admis în exploatare pentru o anumită greutate G_1 variază în funcție de altă greutate G_2 după relația $n_{e2} = n_{e1} \cdot G_1/G_2$. Deci dacă $G_2 > G_1$, rezultă $n_{e2} < n_{e1}$, ceea ce înseamnă că, cu cît greutatea crește, cu atît factorul de sarcină se micșorează. Din această cauză n_e se indică pentru greutăți variind de la greutatea minimă la greutatea maximă. Atunci cînd nu se precizează greutățile, înseamnă că n_e se consideră pentru greutatea maximă G_M.

În tabelul 4.3 se dau factorii de sarcină admiși în exploatare pentru avionul ZLIN 726.

Tabelul 4.3

Factori de sarcină

Categoria avionului	Factorul de sarcină	
	Pozitiv	Negativ
Acrobație	6	3
Normal	3,8	1,5

În fig. 4.1 se arată un grafic cu aria manevrelor ce se încadrează în limitele de viteză și factorii de sarcină admiși pentru avionul normal și pentru avionul acrobatic.

Este important de știut, pentru orice avion, la ce viteză se poate executa o tragere bruscă de manșă în situații extreme (evitare de abordaj, a unui obstacol etc.) fără însă a depăși n_e. Aceasta se poate afla cu relația

$$V_R = V_L\ \sqrt{n_e}\ [\text{km/h}],$$

V_R fiind viteza de resursă și V_L — viteza limită. Astfel, pentru avionul ZLIN 726 normal cu $V_L = 107$ km/h și $n_e = 3{,}8$, rezultă $V_R = 208$ km/h, iar pentru avionul ZLIN 726 acrobatic cu $V_L = 107$ km/h și $n_e = 6$, rezultă $V_R = 262$ km/h.

De asemenea este necerar ca, aplicînd relația $\cos\beta = 1/n_e$, să se stabilească pînă la ce unghi β se poate înclina avionul, fără a exista pericolul de deformare sau rupere. În cazul avionului ZLIN normal $\cos\beta = 1/3{,}8 = 0{,}264$, de unde rezultă $\sphericalangle\beta_M \approx 74°30'$, iar pentru avionul ZLIN abrobatic $\cos\beta = 1/6 = 0{,}167$, de unde rezultă $\sphericalangle\beta_M \approx 80°30'$.

Este evident că la executarea virajelor cu avioanele respective cu înclinări mai mari decît unghiurile calculate se produc sarcini ce duc la depășirea factorilor de sarcină admiși, care, în acest caz, se numesc *suprasarcini*. Datorită ignorării acestui lucru au fost cazuri cînd, netinîndu-se seamă de posibilitățile de înclinare a avionului în viraj sau bruscîndu-se manșa în

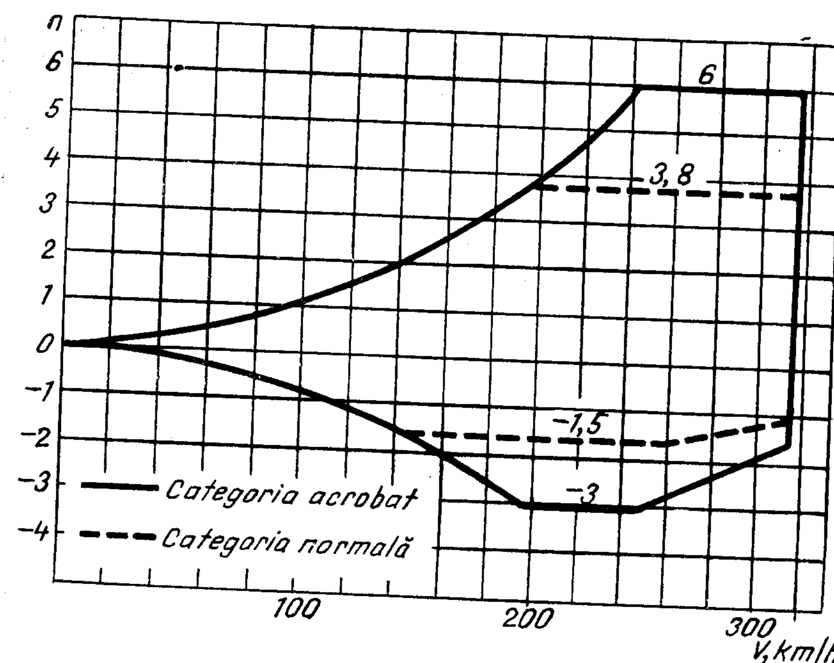


Fig. 4.1. Aria manevrelor în funcție de factorii de sarcină.

resursă la viteze peste cele admise acestei manevre, s-a ajuns astfel la compromiterea celulei, în special a aripii, din cauza cedării structurii de rezistență a acesteia în zona de încastrare în fuzelaj sau ondulării învelișului.

Din relația $\cos\beta = 1/n$ se poate calcula valoarea factorului de sarcină în viraj în funcție de înclinare, astfel $n_v = 1/\cos\beta$, ceea ce înseamnă că într-un viraj corect orice tip de avion, de orice greutate și la orice viteză, este supus aceluiași factor de sarcină, acesta depinzînd exclusiv de valoarea înclinării ($\sphericalangle\beta$).

În tabelul 4.4 se dau înclinările și factorii de sarcină ce rezultă, valabili pentru orice tip de avion. Este important de observat din acest tabel că dacă

Tabelul 4.4

Valorile factorului de sarcină în viraj funcție de înclinare

β, grd	15	30	45	50	55	60	65	70	75	80	85
n_v	1,03	1,115	1,415	1,557	1,74	2	2,36	2,93	3,86	5,75	11,5

pentru un viraj cuprins ca înclinare între 0 și 60° (diferență de 60°), factorul de sarcină crește de la 0 la 2 (diferența 2), la un viraj cuprins numai între 60 și 85° (diferența de numai 25°), factorul de sarcină crește de la 2 la 11,5 (diferența 9,5), iar între 80 și 85° (diferența de numai 5°), factorul de sar-

cină crește de la 5,75 la 11,5, diferența fiind 5,85. Apare evident ce prejudicii pot aduce celulei avionului acei piloți care se „aruncă" în viraje foarte înclinate,f ără a ține seamă de factorul de sarcină admis în exploatare.

Dar pentru a se executa un viraj foarte înclinat, pe lîngă relația $\cos \beta = 1/n_e$ trebuie să se țină seamă și de relația $\cos \beta = V_L^2/V_v^2$, ca să se stabilească dacă avionul nu se angajează înainte de a ajunge la înclinarea admisă de n_e. Astfel dacă $V_L^2/V_v^2 > 1/n_e$, avionul se va angaja înainte de a se deforma, iar dacă $V_L^2/V_v^2 < 1/n_e$, avionul se va deforma înainte de a se angaja.

4.3. Limitări de centraj

Prin centrajul $\overline{X}_c$ se înțelege raportul dintre distanța de la bordul de atac la locul unde se află centrul de greutate al avionului, X_c, măsurată pe *CMA*, și coarda medie aerodinamică *CMA*, în procente, adică

$$\overline{X}_c = (X_c/CMA) \cdot 100[\%].$$

O aripă poate avea diverse forme: eliptică, trapezoidală, dreptunghiulară etc. Orice formă însă poate fi redusă în mod convențional la o formă dreptunghiulară care să aibă aceeași suprafață și aceeași anvergură (lungime) ca cele ale aripii reale și o lățime constantă, care se numește coarda medie aerodinamică — *CMA* — a cărei valoare este specificată în datele constructive ale fiecărui avion. *CMA* are o anumită poziție față de aripa reală, ce se precizează de asemenea în datele avionului. La avionul ZLIN 726, *CMA* = 1,5682 m, iar limitele de centraj atît pentru avionul normal, cît și pentru cel acrobatic sînt: în față $\overline{X}_c = 17{,}5\%\ CMA$, iar în spate $\overline{X}_c = 28{,}5\%\ CMA$. Deci, în funcție de sarcina utilă, centrul de greutate își poate modifica poziția, dar între limitele de centraj, în caz contrar fiind compromisă siguranța zborului. Astfel, dacă centrajul față realizat este mai mic decît cel dat, atunci, cu manșa trasă complet, nu se poate obține viteza limită (la aterizare, de exemplu, nu se poate obține $\sphericalangle\, i_{cr}$). Dacă se depășește centrajul maxim admis în spate, cu manșa împinsă în față complet nu se poate realiza viteza maximă sau la executarea figurilor acrobatice nu se pot realiza unghiuri de incidență mici ale aripii.

Valorile centrajelor date mai înainte pentru avionul ZLIN 726 sînt valabile pentru greutăți pînă la 860 kgf. Pentru greutăți peste 860 kgf, limitele de centraj spate se reduc conform unui grafic de stabilire a centrajului (v. § 6.2), ajungînd la 23% *CMA* la $G = 1\,000$ kgf. Pentru pilot se pune problema de a sesiza eventualitatea unui centraj depășit. Astfel, de la decolare, va lua măsuri de întrerupere promptă a acesteia în cazul că avionul la viteza de dezlipire are tendința de a nu părăsi solul, ceea ce înseamnă centraj depășit în față sau avionul nu ridică coada la orizontală, cu toate că s-a împins manșa complet înainte, avînd tendința de a se dezlipi înainte de a ajunge la viteza de dezlipire, aceasta însemnînd că centrajul este depășit în spate. Au fost situații, în special la avioanele mari de transport, cînd pilotul, sesizînd, la

decolare, că centrajul în față este depășit (avionul „nu lăsa coada", rulaj prelungit), a întrerupt imediat decolarea, salvînd avionul de la un eveniment.

Trebuie de reținut că distanța liniară dintre limitele de centraj este destul de mică față de mărimea *CMA*. Astfel, la avionul ZLIN 726, unde *CMA* = 1,5682 m, iar spațiul de centraj reprezentînd 28,5 ... 17,5 = 11%, această distanță este 156,82 × 0,11 = 17,25 cm. Deci centrul de greutate al avionului se poate poziționa pe o distanță de numai 17,25 cm (între centraj față și centraj spate). La $G = 1\,000$ kgf, această distanță se reduce la aproximativ jumătate, adică la 8,64 cm.

4.4. Limitări de viteză și înălțime

Uzina producătoare stabilește, în urma calculelor și probelor în zbor, limitele de viteze care trebuie respectate în diverse evoluții, pentru ca siguranța zborului să nu fie compromisă, precum și viteza pentru zborul orizontal în vederea realizării unui zbor economic. În tabelul 4.5 se dau limitele vitezelor mai importante pentru avionul ZLIN 726.

Plafonul maxim practic cu flapsurile pe neutru, trenul escamotat și motorul la $n = 2\,750$ rot/min este la acest avion de 4 500 m. Prin plafon maxim practic se înțelege altitudinea la care avionul mai are posibilitatea să realizeze o viteză ascensională W de 0,5 m/s.

Tabelul 4.5

Limite de viteze, în km/h, pentru avionul ZLIN 726

Viteza	Categoria avionului	
	Acrobație	Normal
Viteza maximă admisibilă de zbor (excepțional) V_{NE}	300	300
Viteza maximă admisibilă de croazieră V_{NO}	232	220
Viteza de manevră V_A	235	194
Viteza maximă de zbor cu flapsul scos V_{FE}	152	152
Viteza maximă de zbor pentru scoaterea trenului V_{LO}	140	140
Viteza maximă de zbor cu trenul scos V_{LE}	300	300
Viteza maximă admisibilă de zbor pentru evoluții numai din palonier	160	—
Viteza limită cu flaps 0° și tren escamotat	107	110
Viteza limită cu flaps 15° și tren scos	104	108
Viteza limită cu flaps 40° și tren scos, regim aterizare	98	98

În tabelul 4.6 se arată vitezele ce se recomandă pentru intrarea în diverse evoluții cu avionul acrobatic sau în dublă comandă, cu respectarea limitărilor la greutate, centraje și grupul motopropulsor.

Tabelul 4.6

Viteze de intrare în evoluţii la avionul ZLIN 726 acrobatic

Denumirea evoluţiei	Viteza recomandată de intrare în evoluţie, km/h
Viraj cabrat	220
Viraj strîns ($\sphericalangle \beta > 45°$)	200
Glisadă	130 – 140
Luping	220
Imelman	240
Răsturnare	130
Ranversare	200
Tonou	180
Vrie, maximum 6 ture	110
Zbor pe spate	190
Viraj strîns în zbor pe spate ($\sphericalangle \beta \leqslant 45°$)	180 – 200
Luping inversat din zbor normal	105
Luping inversat din zbor pe spate	250
Vrie din zbor pe spate	130 – 140
Tonou rapid tras din zbor normal	160
Tonou rapid împins din zbor normal	150

Detalii privind executarea figurilor acrobatice sînt date la cap. 12. Vria comandată cu flapsul scos este interzisă. Pentru avionul de categorie normală cu greutatea peste 940 kgf, cînd sînt montate rezervoarele suplimentare, toate evoluţiile acrobatice care cuprind vrie comandată şi angajări sînt interzise. Evoluţiile de zbor admise în această situaţie sînt arătate în tabelul 4.7.

Tabelul 4.7

Evoluţii de zbor admise pentru avionul ZLIN 726 normal cu greutatea mai mare de 940 kgf

Evoluţia admisă	Viteza de intrare recomandată, km/h
Viraj cabrat	220
Viraj strîns ($\sphericalangle \beta \leqslant 45°$)	200
Glisadă	140

4.5. Limitări de turaţie a motorului şi elicei

Limitele de turaţie ale motorului la avionul ZLIN 726 sînt arătate în tabelul 4.8.

Tabelul 4.8

Limite de turaţie pentru motorul avionului ZLIN 726

Regimul	Turaţia rot/min	Presiunea de admisie at	Durata
Maxim la decolare	2 750±3%	1,02	max 5 min
Maxim permanent	2 680±3%	0,965	Fără limită
Maxim admisibil	2 860	0,85	30 s
Turaţia maximă de scurtă durată	3 025	1,02	max 1 s

4.6. Limitări de temperatură a uleiului şi chiulasei

Limitele temperaturilor uleiului:

— la ieşirea din motor:
  — temperatura minimă pentru încercarea motorului, 35°C
  — temperatura normală, 50—90°C
  — temperatura maximă (maximum 5 min), 110°C
— la intrarea în motor:
  — temperatura minimă pentru încercarea motorului, 25°C
  — temperatura normală, 40—80°C
  — temperatura maximă, 85°C

Temperatura chiulaselor:

— temperatura minimă în coborîre, 70°C
— temperatura normală, 140—185°C
— temperatura maximă la decolare (maximum 5 min), 200°C

4.7. Limitări şi restricţii diverse

În rulaj, viteza maximă admisibilă a vîntului este de 15 m/s.

La decolare şi aterizare componenta maximă a vitezei vîntului admisibilă pe direcţia *PDA* (pista de decolare-aterizare) este de 15 m/s, iar perpendicular pe direcţia *PDA* este de 10 m/s. Pentru determinarea componentelor vîntului v. fig. 7.8.

Zborurile în condiţii de givraj sînt interzise.

Viteza iniţială de frînare este de 55 km/h. Se recomandă ca frînarea să se execute cu manşa trasă complet spre înapoi. De asemenea să se adapteze

frînarea la viteza de rulaj, la sensul şi viteza vîntului, precum şi la starea pistei de aterizare.

La bordul avionului fumatul este interzis.

Postul de pilotaj din faţă este principal la zborul cu categoria normală. Zborurile individuale în postul de pilotaj din spate sînt interzise.

Presiunea minimă de azot în lonjeronul principal este de 1,5 kgf/cm^2. Dacă presiunea azotului scade sub această limită, avionul trebuie oprit de la zbor şi remediată defecţiunea. Dacă defecţiunea se constată în timpul zborului, trebuie aterizat imediat pe cel mai apropiat aerodrom, avînd grijă să se evite suprasolicitările.

5

AERODROMUL DE ŞCOALĂ

5.1. Organizarea şi condiţiile pe care trebuie să le îndeplinească aerodromul de şcoală

Aerodromurile reprezintă un complex de porţiuni de teren şi lucrări special amenajate (infrastructură) care asigură avioanelor decolarea, aterizarea, rularea, parcarea (staţionarea), întreţinerea, repararea, adăpostirea, precum şi activitatea tehnic-administrativă ce se desfăşoară la sol.

Construcţiile unui aerodrom de şcoală modern şi instalaţiile acestuia trebuie să asigure, în principal, următoarele:

securitatea decolării şi aterizării avioanelor, ziua sau noaptea, precum şi în diferite condiţii meteorologice, indiferent de anotimp, ceea ce implică şi existenţa unui dispecerat;

— activitatea de instruire la sol a personalului navigant şi tehnic-administrativ ce se află pe aerodom (săli de cursuri cu material didactic);

— pregătirea avioanelor pentru zboruri, alimentarea acestora cu carburanţi şi lubrifianţi, precum şi întreţinerea şi repararea lor;

— adăpostirea în hangare sau alte construcţii specifice, în deplină securitate, a avioanelor, mijloacelor de transport şi alimentare, precum şi a utilajelor;

— legăturile prin fir şi radio pentru conducerea zborurilor;

— dispunerea judicioasă a clădirilor şcolii, a terenurilor de sport şi satisfacere a cerinţelor gospodăreşti, de trai şi sanitare;

— posibilitatea aducerii carburanţilor şi materialelor de aviaţie pe aerodrom şi transportarea în interiorul acestuia (cale ferată, şosele, căi de acces etc.);

— depozitarea adăpostită a carburanţilor şi lubrifianţilor şi a altor materiale.

Aerodromul de şcoală, amplasat în afara localităţilor, se compune din: cîmpul de zbor, căile de rulare şi de acces pe aerodrom şi către acesta, clădirile administrative şi construcţiile speciale (hangare, depozite, ateliere) şi zonele de acces aerian (fig. 5.1).

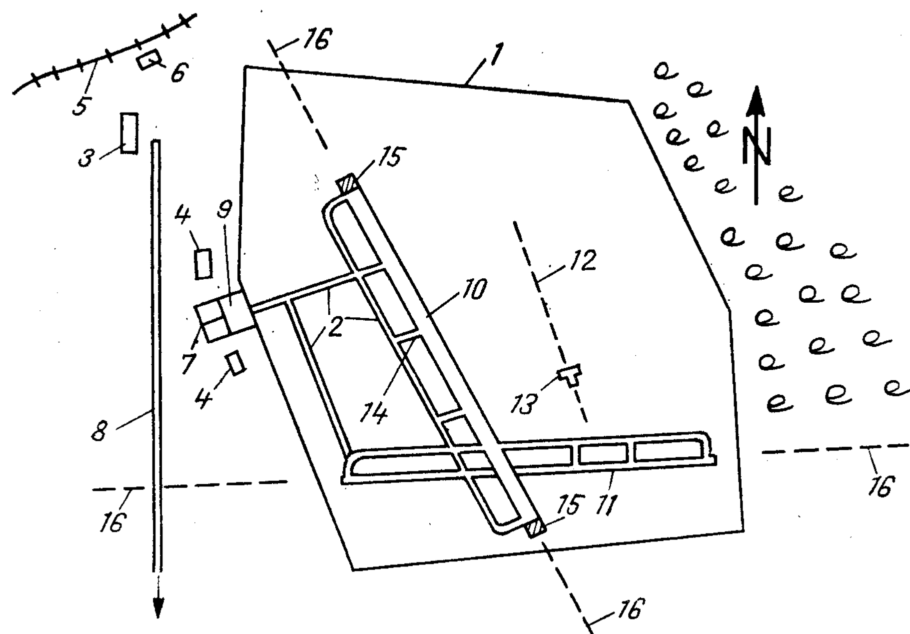


Fig. 5.1. Aerodrom de şcoală cu *PDA* betonate şi de pămînt:
1 — cîmpul de zbor; *2* — căi de rulare; *3* — clădire centrală; *4* — ateliere; *5* — cale ferată; *6* — depozite; *7* — hangare; *8* — drum de acces; *9* — platformă staţionare; *10* — pista de decolare-aterizare (*PDA*) principală betonată; *11* — *PDA* secundară betonată; *12* — *PDA* secundară de pămînt; *13* — T-eu; *14* — bretea; *15* — zone de siguranţă la capetele *PDA*; *16* — zone (culoare) de acces aerian.

5.1.1. Cîmpul de zbor

Cîmpul de zbor reprezintă o porţiune de teren pregătită şi amenajată în mod corespunzător şi destinată pentru decolarea, aterizarea, rularea şi dispunerea avioanelor. Acesta poate avea una sau mai multe piste de zbor, căi de rulare şi platforme de staţionare pentru avioane. Numărul şi dispunerea pistelor de zbor sînt determinate de următoarele considerente: intensitatea activităţii de zbor; direcţia vîntului predominant; condiţiile zonelor de acces la aerodrom; condiţiile de relief şi de sol ale porţiunii de teren.

Pista de decolare-aterizare (prescurtat *PDA*) reprezintă o parte din cîmpul de zbor pregătită şi amenajată special, destinată pentru rularea avioanelor la decolare şi aterizare în două sensuri. Suprafaţa pistei de zbor trebuie să fie plană, avînd pante şi ondulaţii cu valori limitate de instrucţiunile de proiectare şi exploatare în vigoare.

PDA este elementul principal al aerodromului. Dacă există mai multe piste de decolare-aterizare, una dintre acestea, cea dispusă pe direcţia vîntului dominant, este *de bază* şi de regulă are dimensiuni mai mari, celelalte piste numindu-se *secundare* (fig. 5.1 poz. *11*, *12*).

Pe un aerodrom de bază se găsesc obligatoriu o pistă de decolare-aterizare principală şi una, două secundare. Pe aerodromurile moderne pista de decolare-aterizare principală are îmbrăcăminte artificială, iar cele secundare sînt de pămînt.

5.1.2. Căile de rulare

Căile de rulare sînt destinate pentru deplasarea sau remorcarea avioanelor la start, degajarea *PDA* de către avioanele aterizate şi readucerea acestora la locurile de staţionare. Căile de rulare leagă locurile de staţionare a avioanelor cu *PDA* şi cu unele construcţii tehnice de serviciu, platforme de alimentare etc. În funcţie de modul de dispunere, căile de rulare se împart în căi de rulare principale şi căi de rulare secundare (bretele).

Căile de rulare principale se amenajează de regulă de-a lungul cîmpului de zbor, la 250—300 m lateral faţă de *PDA* şi leagă între ele capetele acesteia.

Căile de rulare secundare se amenajează la 250—300 m de capetele *PDA*, în locurile unde se termină rularea avioanelor ce au aterizat, pentru a uni suplimentar *PDA* cu calea de rulare principală (v. fig. 5.1 poz. *2*). Amenajarea căilor de rulare secundare contribuie la mărirea capacităţii de trafic a *PDA* şi a întregului cîmp de zbor, la economisirea de carburanţi, la reducerea timpului de rulare şi la creşterea securităţii activităţii de zbor.

Platformele de staţionare a avioanelor reprezintă construcţii pregătite şi amenajate special, destinate pentru dispunerea şi asistenţa tehnică a avioanelor (v. fig. 5.1, poz. *9*).

Zonele de siguranţă sînt destinate pentru a asigura securitatea avioanelor pe timpul decolării şi aterizării, precum şi atunci cînd acestea ar depăşi limitele suprafeţei active, în cazul aterizării imprecise sau forţate. Există zone de siguransă dispuse la capetele *PDA* şi zone de siguranţă laterale.

5.1.3. Construcţii speciale

Construcţiile speciale reprezintă un complex de clădiri, hangare şi instalaţii destinate pentru asigurarea activităţilor de pregătire la sol a personalului navigant şi a activităţilor tehnico-administrative, precum şi pentru conducerea zborului, întreţinerea tehnică şi repararea avioanelor, depozitarea carburanţilor şi lubrifianţilor şi a materialelor tehnice de aviaţie. Toate aceste construcţii se amplasează pe aerodrom, în funcţie de destinaţia lor, în afara zonelor de siguranţă şi acces aerian (fig. 5.1, poz. *3*, *4*, *6*).

5.1.4. Zonele de acces aerian

Terenul din jurul aerodromului şi spaţiul aerian de deasupra acestuia în care avioanele decolate iau înălţime, evoluează în zone de lucru, intră pe direcţia de aterizare şi planează pentru aterizare, se numeşte *zona aerodro-*

mului. Porţiunile din teritoriul zonei aerodromului alăturate ambelor capete ale pistei de zbor şi dispuse pe direcţia de decolare-aterizare a avioanelor, ca şi spaţiul aerian corespunzător se numesc *zone* (culoare) *de acces aerian*. Cerinţele ce se impun acestor zone constau în anumite dimensiuni şi în limitarea înălţimii obstacolelor care se pot găsi în cadrul lor. Acestea sînt stabilite prin lege, pornind de la necesitatea asigurării securităţii avioanelor la decolare şi aterizare. Dacă pe teritoriul din jurul aerodromului există obstacole naturale sau artificiale care au o înălţime mai mare decît cea admisă, acestea trebuie să fie balizate obligatoriu cu lumini roşii. La fel se balizează toate clădirile şi construcţiile cu o înălţime mai mare de 50 m aflate în zonele de acces aerian şi pe teritoriul din jurul aerodromului.

5.1.5. **Cerinţele aerodromului de şcoală**

Aerodromul de şcoală impune o mai mare securitate a activităţii de zbor, datorită faptului că pe acesta se pregătesc elevi sau personalul ce urmează să obţină o anumită calificare aeronautică.

La alegerea terenurilor pentru aerodromurile de şcoală se ţine seamă de următoarele cerinţe suplimentare:

— să nu fie amplasate în apropierea căilor aeriene ale aviaţiei de transport, precum şi în apropierea zonelor interzise;

— direcţia de decolare-aterizare a avioanelor nu trebuie să treacă pe deasupra localităţilor;

— în apropierea unui aerodrom de şcoală trebuie să existe cel puţin un teren de ajutor;

— terenurile pentru aerodromurile de şcoală se aleg pe cît posibil în zonele cu condiţii meteorologice favorabile;

— să permită amenajarea unui cîmp de zbor cu mai multe culoare.

Pentru mărirea securităţii zborurilor pe aerodromurile de şcoală, dimensiunile *PDA* sînt mărite. Astfel, pentru avioanele clasice de faza I şi a II-a, lungimea *PDA* naturală va fi de minimum 1 100—1 200 m, iar lăţimea de 600—400 m. Pentru aerodromurile unde se urmăreşte iniţierea în tehnica pilotajului este necesar să se asigure posibilitatea decolării şi aterizării pe orice direcţie, ceea ce se poate realiza numai atunci cînd ruprafaţa activă a *PDA* are dimensiunile de minimum 1 200 × 1 200 m (fig. 5.2).

5.2. **Balizajul aerodromului**

Una dintre condiţiile de omologare a suprafeţelor de teren destinate activităţilor de zbor, începînd cu terenurile de aterizare şi pînă la aeroporturile internaţionale, este balizarea corespunzătoare.

Prin balizaj se înţelege marcarea suprafeţei active de zbor, a *PDA* în serviciu, a tuturor clădirilor şi construcţiilor, ca şi a tuturor obstacolelor

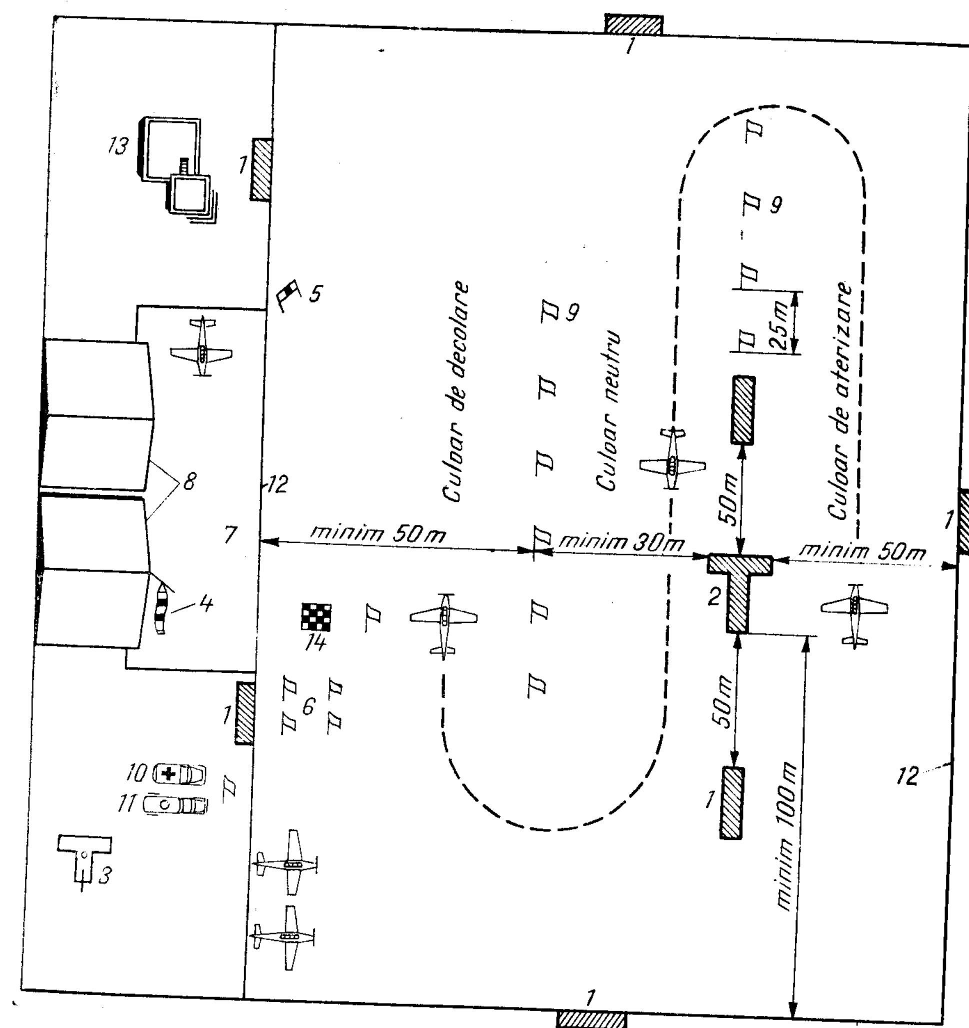


Fig. 5.2. Organizarea aerodromului de şcoală cu *PDA* de pămînt:
1 — panou de delimitare sau baliză de marcaj; *2* — T-ul la start; *3* — T-ul mobil; *4* — mînecă de vînt; *5* — panou de direcţie; *6* — punct de staţionare pentru elevi la start; *7* — platformă de staţionare; *8* — hangare; *9* — fanion sau panou de direcţie; *10* — autosanitară; *11* — autoalimentator; *12* — marginea terenului balizată; *13* — clădirea centrală; *14* — conducător de zbor;

naturale sau artificiale din zona terenurilor de zbor. Acest marcaj trebuie să fie vizibil în orice condiţii, atît ziua, cît şi noaptea, de la toate înălţimile de acces la aerodrom.

Aerodromul de şcoală trebuie să aibă un balizaj permanent de zi, prin aceasta înţelegîndu-se marcarea întregului teren special amenajat, care asigură decolarea, aterizarea şi rulajul avioanelor în condiţii de deplină securitate.

Marcajul se realizează prin balize în formă de prismă, cu dimensiunile 150×50 cm (v. fig. 5.2, poz. *1*) care sînt amplasate la distanțe de 100 m între ele pe toate laturile aerodromului, indiferent de forma acestuia. Balizele se confecționează din lemn, tablă sau materiale plastice și trebuie bine ancorate în sol, pentru a nu fi deplasate de vînt. Fețele balizelor se vopsesc în culorile alb și roșu, care le fac vizibile la orice oră a zilei, atît vara, cînd terenul are înveliș de iarbă, cît și iarna, cînd învelișul este alb.

Într-un loc vizibil din toate direcțiile de acces la aerodrom se amplasează *T*-ul mobil, care are rolul de a indica direcția și sensul vîntului, echipajelor străine de aerodrom și care nu au legătură radio cu conducătorul de zbor (v. fig. 5.2, poz. *3*). Acest *T*, de dimensiuni variabile, dar suficient de mari pentru a putea fi văzut de la o distanță de minimum 1,5 km, este fixat pe rulmenți, într-un suport amplasat în sol și care-i permite rotirea cu ușurință la vîntul cel mai slab. Suprafața T-ului este vopsită în culorile alb-roșu, ca și balizele de marcaj. Tot în scopul informării asupra direcției și sensului vîntului, pe una dintre clădirile cele mai înalte, de regulă pe hangarul principal, se montează „mîneca de vînt", care are același rol ca și T-ul mobil, în plus dînd indicații mai mult decît aproximativ, asupra intensității vîntului. Mîneca de vînt are forma unui sac tronconic (v. fig. 5.2, poz. *4*), al cărui cerc mare este montat pe un suport metalic mobil, care-i permite rotirea cu 360°. Pînza mînecii de vînt se vopsește în aceleași culori, alb-roșu, ca și balizele și T-ul mobil.

Informarea echipajelor străine de aerodrom se mai realizează printr-o săgeată fixă de culoare albă vara și roșie iarna, amplasată într-un loc vizibil și care indică direcția spre locul de staționare-alimentare (fig. 5.2, poz. *5*). Tot cu balizaj se marchează denivelările pronunțate ale solului sau zonele joase, unde băltește apa după ploaie. Este de dorit ca panourile de direcție (fanioanele) și balizele de marcaj să fie din pînză.

5.3. Organizarea pentru zbor a suprafeței aerodromului

Pe aerodromurile cu *PDA* artificială, organizarea pentru zbor are un caracter permanent, fiind realizată cu instalații fixe. Pe aerodromurile de școală cu pistă naturală și unde se poate zbura pe diferite direcții, organizarea terenului pentru zbor se realizează zilnic prin instalarea startului. Startul se organizează și instalează în fiecare zi de zbor cu cel puțin 30 min înainte de ora prevăzută pentru prima decolare. Prin reglementările în vigoare se arată că nici o decolare nu poate fi efectuată dacă în prealabil nu a fost executat controlul asupra instalării startului, sarcina aceasta revenind conducătorului de zbor din ziua respectivă. Prin aceleași reglementări se interzic la start activitățile care pot sustrage atenția de la zbor a instructorilor sau elevilor naviganți, cum ar fi ascultarea aparatelor portabile de radio, jocurile cu mingea, citirea de ziare, reviste, cărți, discuții pe alte teme decît cele legate de executarea zborurilor respective.

5.4. Conducerea zborului și măsuri de securitate și protecție a zborului

Instalarea și organizarea startului cade în sarcina echipei de start, numită prin ordinul comandantului de aeroclub și care are o compunere variabilă. Această echipă este subordonată conducătorului de zbor și în compunerea ei intră, pe lîngă acesta în mod obligatoriu, următorii: ajutorul conducătorului de zbor, numit din rîndul piloților; mecanicul de serviciu la start, numit din rîndul mecanicilor de aviație; starterul; cronometrorul zborurilor (ultimii doi pot fi numiți și din rîndul elevilor).

Prin dirijarea, controlul și conducerea zborurilor nu trebuie înțeleasă numai activitatea desfășurată de conducătorul de zbor cu echipajele aflate în aer, ci întreaga activitate legată de zbor ce se desfășoară pe aerodrom și care trebuie să se afle permanent sub controlul conducătorului de zbor. Astfel, deplasarea avioanelor la hangare și de la hangare la start, a autovehiculelor sau a elevilor, mecanicilor etc. nu se poate efectua fără prealabila aprobare a conducătorului de zbor. Dirijarea întregii activități desfășurate pe un aerodrom se realizează cu ajutorul legăturii radio bilaterale cu avioanele, semnelor și semnalizărilor efectuate cu fanioane, panouri, T-uri, balize, lumini roșu și alb pentru zbor de noapte (v. anexa 1)

Echipajele avioanele sînt obligate să mențină legătura radio cu organele de dirijare și control de pe aerodrom, dînd rapoarte și primind autorizări: pe timpul rulajului înaintea decolării și după aterizare; pe timpul zborului în zona aerodromului; înainte de întoarcerea în zonele de aerodrom, pentru a anunța sosirea (cu 3—5 min înainte de atingerea limitei zonelor).

Pe timpul zborului de deplasare sau alte feluri de zboruri executate în afara zonei aerodromului de decolare, legătura radio se realizează cu organul de dirijare și control de pe aerodrom pentru darea și primirea de informații asupra traficului și condițiilor de zbor ce interesează. Expresiile ce se folosesc în convorbirile radio dintre avioane și organul de dirijare și control sînt precizate prin instrucțiuni, pentru a se asigura un limbaj comun, simplu, concis și care să evite confuziile.

Asigurarea meteorologică a zborurilor se realizează cu ajutorul aparaturii meteorologice din dotarea aerodromurilor, prin legăturile existente între aeroclubul și stațiile (centrele) meteorologice existente pe aerodromuri sau în apropierea acestora, conform normelor elaborate de Departamentul Aviației Civile.

Instrucțiunile de zbor mai pun la dispoziția conducătorului de zbor și alte surse de informare meteo. Astfel, obligatoriu înaintea începerii zborului, se execută un zbor de sondaj meteorologic cu un echipaj special destinat acestui scop. Pe timpul desfășurării zborurilor, toate echipajele sînt obligate să raporteze schimbările apărute în situația meteorologică cunoscută. Asigurarea me-

teorologică urmăreşte informarea promptă şi permanentă a echipajelor şi organului de conducere şi dirijare a zborurilor asupra elementelor meteorologice reale şi previzibile ca: direcţia şi tăria vîntului, vizibilitatea, înălţimea bazei plafonului de nori şi grosimea acestuia, nebulozitatea şi umiditatea atmosferei.

Asigurarea medicală a zborurilor este de asemenea obligatorie şi se realizează prin controlul asupra capacităţii psihofizice de zbor a fiecărui membru din echipaj în parte, control ce se execută anual de către „Centrul de medicină aeronautică" şi zilnic înainte de prima decolare de către personalul medical de specialitate, conform baremurilor stabilite de instituţia specificată mai înainte. Asistenţa medicală la start constă din personalul de specialitate şi mijloacele necesare acordării primului ajutor, precum şi transportului la spitalul cel mai apropiat în situaţiile ce reclamă acest lucru.

6

CONTROLUL AVIONULUI ŞI MOTORULUI ÎNAINTE DE ZBOR

Înainte de a fi dat la zbor avionului i se execută de către personalul tehnic de la sol toate lucrările de întreţinere, conform instrucţiunilor tehnice în vigoare, precum şi toate remedierile ce au fost solicitate după ultimul zbor. Pilotul (echipajul) înainte de a pleca în zbor are sarcina de a efectua cu toată atenţia un control exterior şi interior al avionului, precum şi să pornească şi să încerce motorul. Aceste controale trebuie executate cu toată seriozitatea după tabelul de verificare (check-list). Controalele se efectuează după ce s-a verificat existenţa lîngă avion a mijloacelor de prevenire şi stingere a incendiilor.

6.1. Controlul cabinei

După ce s-a dezăvorît cabina şi s-a deschis (fig. 6.1, poz. *1*), se trece la verificarea următoarelor elemente din postul de pilotaj posterior: magnetourile să fie decuplate; comanda trenului pe poziţia jos; comanda de largare de avarie a cabinei asigurată; comanda de scoatere cu avarie a trenului asigurată; starea de încărcare a bateriei prin acţionarea contactului general şi al bateriei; verificarea voltajului bateriei la voltampermetru; să nu existe obiecte libere (nefixate); să se ridice pernele dacă se face un zbor acrobatic; dacă zborul este individual, să se ridice perna sau paraşuta de pe locul neocupat şi să se strîngă centura de siguranţă a acestui loc; presiunea în lonjeronul planului central să fie de minimum 1,5 kgf/cm^2; cupola cabinei să fie curată (transparentă), să culiseze uşor, apoi se pune zăvorul pe poziţia închis.

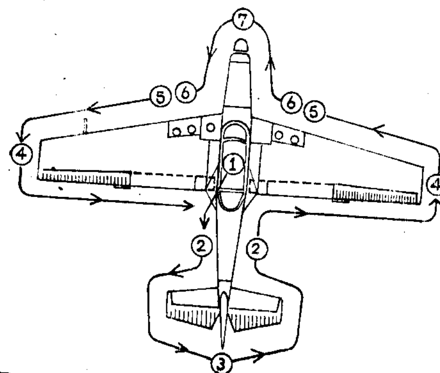


Fig. 6.1. Schema controlului exterior al avionului înainte de zbor.

6.2. Controlul exterior al avionului

Controlul avionului în exterior se face conform schemei din fig. 6.1.

Controlul fuzelajului (fig. 6.1, poz. *2*): se verifică învelișul (cel din tablă să nu aibă burdușiri, iar cel din pînză să nu prezinte rupturi ce ar putea duce la dezvelirea fuzelajului în timpul zborului); se verifică starea învelișului compartimentului bateriei și zăvorîrea capacului acestuia cu turnicheți.

Controlul ampenajului și bechiei (fig. 6.1, poz. *3*): se verifică învelișul să nu aibă burdușiri sau rupturi, compensatoarele să nu prezinte îndoituri; mișcînd suprafețele de comandă (profundorul și direcția), acestea trebuie să se deplaseze lin, fără eforturi și să nu existe jocuri de montaj mari; la bechie cauciucul să aibă o presiune de 1,5 kgf/cm², ceea ce înseamnă o aplatisare de 1 cm; amortizorul bechiei să lucreze la mișcările verticale ale etamboului (partea terminală a fuzelajului).

Controlul planurilor (fig. 6.1, poz. *4*): se verifică integritatea bordului de atac și a învelișului; capetele de plan să nu aibă îndoituri; eleroanele să fie bine fixate în articulații și mișcarea acestora să se poată face lin și fără efort; bordul de fugă să nu aibă îndoituri, iar cele două secțiuni de flaps să fie bine escamotate; la planul stîng orificiile tubului Pitôt să fie curate.

Controlul alimentării cu benzină și ulei (fig. 6.1, poz. *5*): se verifică ce cantitate indică litrometrele și dacă bușoanele rezervoarelor de benzină stînga și dreapta sînt închise; la planul stîng se verifică cantitatea de ulei și închiderea bușonului de la rezervorul de ulei; clapeta de răcire a rezervorului de ulei să fie deschisă în funcție de temperatura aerului ambiant.

Controlul trenului de aterizare (fig. 6.1, poz. *6*): se verifică: existența calelor; presiuuea cauciucurilor, care trebuie să fie de 2,2 kgf/cm², adică să aibă o aplatisare de 3 cm; amortizoarele jambelor să nu fie lăsate șl să funcționeze normal la mișcarea aripii; indicatoarele mecanice să fie ieșite deasupra extradosului planurilor; să nu fie îndoită sau murdară tija de la jamba dreaptă care acționează contactul de sfîrșit de cursă ce blochează escamotarea trenului încărcat (v. fig. 1.10, poz. *10*).

Controlul capotelor motorului (fig. 6.1, poz. *7*): se verifică buna fixare a capotelor (una superioară, două laterale și una inferioară, v. fig. 3.6): caserola elicei să se rotească ușor, palele elicei să fie intacte, să nu prezinte nici un fel de ciupituri, acestea conducînd la vibrația motorului în timpul zborului; ferestrele de răcire a cilindrilor și a carterului motorului să fie reglate după temperatura mediului ambiant.

Controlul încărcăturii și al centrajului: se face cu ajutorul diagramei momentelor statice ale avionului gol și sarcinii utile, conform diagramei de

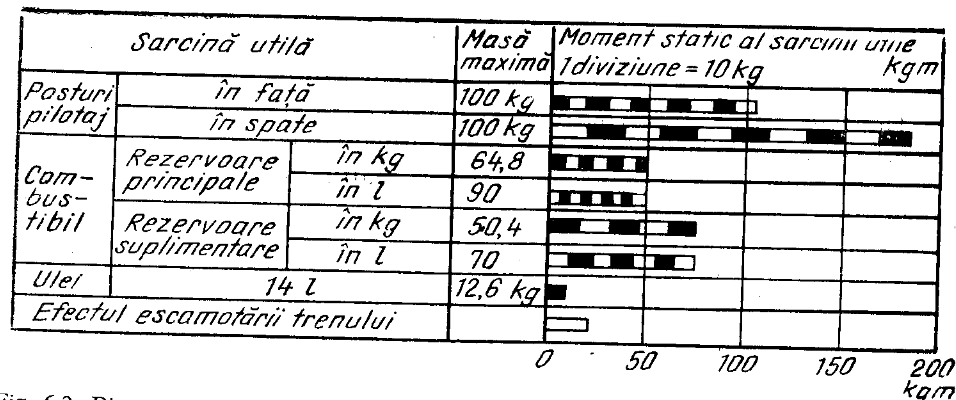


Fig. 6.2. Diagrama momentelor statice ale sarcinilor utile. Exemplu de calcul: pentru scaunul față 80 kg corespunde $M_{st} = 81$ kgf · m; pentru scaunul spate 78 kgf corespunde $M_{st} = 147$ kgf · m; pentru combustibil 90 l corespunde $M_{st} = 50$ kgf · m; pentru ulei 14 l corespunde $M_{st} = 10$ kgf · m; pentru tren aterizare escamotat corespunde $M_{st} = 25$ kgf · m. Rezultă M_{st} al sarcinii utile 313 kgf · m.

centraj (fig. 6.2 și fig. 6.3). În fig. 6.2 se arată cum se calculează suma momentelor statice ale sarcinii utile (în funcție de încărcătură), iar în fig. 6.3 în funcție de momentul static final calculat (momentul static al avionului gol + + momentul static al sarcinii utile) se stabilește centrajul avionului care trebuie să se înscrie în limitele normale (17,5—28,5% *CMA*). Așa după cum s-a arătat la § 4.3, calculul centrajului se face numai pentru greutăți cuprinse între 860 și 1 000 kg. Astfel, în fig. 6.3 se observă cum un avion cu masa de zbor de 916 kg și un moment static final de 944 kgm are un centraj de 27%.

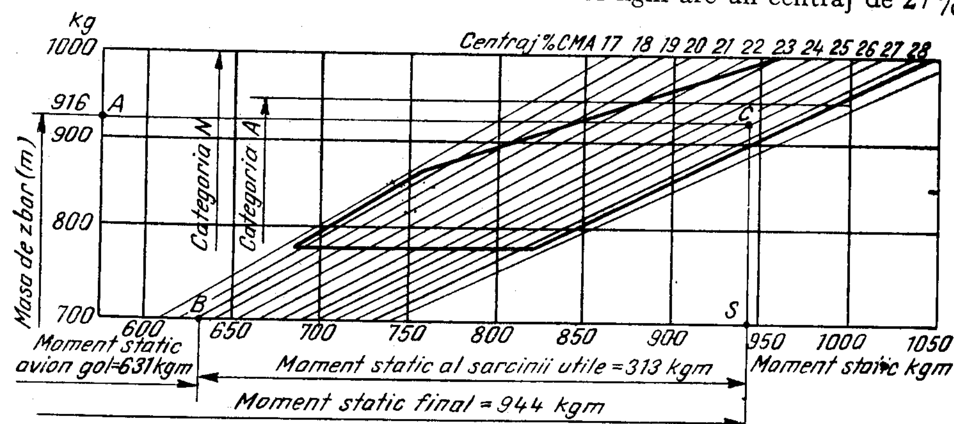


Fig. 6.3. Diagrama centrajului avionului. Exemplu de calcul: din figura 6.2 a reieșit momentul static al sarcinii utile de 313 kgm. Acest moment se adună cu M_{st} al avionului gol deci 313 + 631 = 944 kgm. De la acest punct —944— notat cu litera S pe diagramă se ridică o verticală pînă ce întîlnește, în punctul *C*, orizontala care este trasată din punctul *A*, ce reprezintă masa avionului în zbor de 916 kg. Din punctul C se urmărește linia diagonală pînă la linia superioară notată cu valorile centrajelor. Astfel, în cazul de față, centrajul este de 27% și el se înscrie în limitele normale (17,5% –28,5%). Pentru categoria acrobație masa avionului în zbor nu trebuie să depășească 940 kg, iar pentru categoria normal, 1000 kg.

6.3. Controlul după intrarea în cabină

După ce s-a efectuat controlul avionului după schema marşrutului din fig. 6.1, se intră în cabină şi se execută următoarele:

— se reglează, după statura pilotului, înălţimea scaunului şi distanţa palonierului;
— se leagă centurile;
— se verifică mişcarea lină a manşei şi palonierului;
— se verifică funcţionarea flapsului în cele trei poziţii;
— se pune trimerul direcţiei şi trimerul profundorului pe poziţia neutru;
— se verifică funcţionarea uniformă a frînelor prin apăsare;
— se pune contactul general şi contactele sectoarelor (baterie, generator, demaror, aparate şi tren);
— se verifică funcţionarea aparatelor pentru controlul motorului (indicator presiune admisie, triplu indicator, termometru chiulasă);
— se verifică indicatoarele optice ale trenului de aterizare (trecerea comenzii pe postul de pilotaj anterior şi două becuri verzi);
— se verifică semnalele alternative, optic şi acustic, prin apăsarea butonului control semnale;
— se verifică funcţionarea încălzirii tubului Pitôt prin aprinderea unui bec alb, cînd se apasă butonul de control.

Atenţie! Dacă zborul se execută în simplă comandă este necesar, înainte de zbor ca în postul de pilotaj neocupat să se ia următoarele măsuri: contactul magnetourilor să fie pus pe poziţia $M_1 + M_2$; contactul general cuplat; contactele sectoarelor cuplate; comanda trenului pe poziţia scos. Dacă în postul de pilotaj respectiv luminile de poziţie a trenului nu ard, trebuie apăsat butonul de trecere a comenzii. Dacă una dintre luminile indicatoare nu arde, trebuie apăsat butonul de control de pe indicatorul poziţiei trenului. În cazul că nici după această operaţie luminile nu ard normal, trebuie reparată defecţiunea. Acelaşi lucru şi dacă ard toate luminile.

6.4. Pornirea, încălzirea şi încercarea motorului

Pornirea motorului. *La temperaturi ale mediului ambiant ce depăşesc* +5°C motorul se porneşte în mod normal. Cu sursa exterioară de energie electrică cuplată se execută următoarele operaţii:

— se pune robinetul de combustibil pe poziţia „Rezervoare principale";
— maneta de gaze se împinge 1/4 din cursă;
— maneta de corecţie a amestecului pe poziţia „Sărac" (—);
— se acţionează pompa de amorsare pînă se citeşte la aparat 0,2—0,3 kgf/cm²;

— se injectează combustibil cu pompa manuală (de spriţ) 2—4 curse;
— se comandă rotirea manuală a elicei numai dacă motorul este rece (2—4 turaţii, v. § 3.1.3 *Atenţie*!);
— se face atent mecanicul de sol să degajeze spaţiul elicei în vederea pornirii;
— se cuplează magnetourile;
— se apasă butonul demarorului;
— se fixează turaţia la 1 000 rot/min;
— se urmăreşte dacă în 10 s presiunea uleiului a ajuns la minimum 1,2 kgf/cm²;
— se cere decuplarea sursei exterioare de energie electrică.

În cazul că temperatura exterioară este sub +5°C, la operaţiile arătate se produc modificările:

— maneta de gaze se împinge 1/2 din cursă;
— maneta de corecţie a amestecului pe poziţia „puţin îmbogăţit".

Cînd motorul este cald, după un zbor, se produc modificările:

— maneta de gaze se împinge 1/2 din cursă;
— nu se face injecţie de combustibil;
— nu se roteşte elicea manual, fiind pericol de accident.

La pornirea în aer a motorului, indiferent de temperatură, se pune maneta de gaze la 1/4—1/2 din cursă, cea de corecţie pe poziţia „Sărac", se dau 2—4 injecţii cu pompa manuală şi se acţionează demarorul dacă elicea nu se roteşte datorită curentului de aer (această pornire poate avea loc după un pendul, renversare etc.).

Atenţie! În timpul temperaturilor scăzute ale mediului exterior sub +5°C trebuie să se încălzească uleiul din rezervorul de ulei şi motorul pentru uşurarea pornirii; durata maximă a unei porniri este de 10 s; se pot executa trei poruiri succesive cu o pauză de 30 s între porniri; următoarea pornise se va putea face numai după răcirea demarorului (aproximativ 10 min); după pornirea motorului se va elibera imediat butonul demarorului; dacă presiunea uleiului nu atinge minimum 1,2 kgf/cm² în 10 s, se va opri imediat motorul, urmînd să se remedieze defecţiunea.

La temeperaturi foarte joase (sub —15°C) trebuie să se încălzească cilindrii, precum şi partea din spate a motorului cu aer cald de maximum 120°C şi să se acopere cu o pătură.

Încălzirea motorului. După ce a pornit, se lasă motorul să funcţioneze timp de 2—5 min, în funcţie de temperatura mediului ambiant, la regimul de 1 000 rot/min; apoi se măreşte turaţia lin pînă la 1 500 rot/min. În timpul încălzirii motorului cînd se ajunge la 1 800 rot/min, se verifică dacă generatorul încarcă bateria, în consecinţă lumina roşie „Nu încarcă" trebuie să se stingă iar voltampermetrul trebuie să arate 26—28 V şi „Încărcare" sau „Zero" curent.

Pentru a se proceda **la încercarea** motorului trebuie să se ajungă la:
— temperatura **minimă a chiulaselor** de 120°C;
— temperatura **minimă** a uleiului de 25°C;
— presiunea minimă a uleiului de 3,5 kgf/cm².

Atenție! Pe timp rece, încălzirea motorului trebuie să se facă un timp mai îndelungat pînă se obține presiunea uleiului 3,5—4 kgf/cm² și temperatura uleiului de 40—50°C. În timpul încălzirii nu se admite punerea motorului la turații mari sau să se execute reprize.

Încercarea motorului. Cînd s-au obținut presiunile și temperaturile stabilite se trece la încercarea motorului, împingînd maneta de gaze în plin, iar maneta de corecție a amestecului la poziția sărac (—). Controlul funcționării motorului și verificarea parametrilor se face, conform tabelului 6.1, cu manșa trasă complet.

Tabelul 6.1

Controlul motorului

Regimul	Maxim de decolare	Mers în gol	Observații
Poziția manetei de gaze	În plin	Redus complet	
Durata admisibilă	10 s	Nelimitat	
Turația, rot/min	2 560±30	550 ± 50	La cale nu se poate atinge 2 750 rot/min
Presiunea uleiului, kgf/cm²	3,5—4	1,2 minim	
Presiunea benzinei, kgf/cm²	0,2—0,3	0,1	
Controlul aprinderii M_1 și M_2 față de M_1+M_2	Scăderea turației nu trebuie să fie mai mică de 30—50 rot/min	—	—

Încercarea motorului trebuie să se facă cu vîntul din față și pe teren care să nu fie friabil, deoarece nisipul sau pietricelele pot deteriora bordul de atac al elicei. De asemenea trebuie să existe cale (blocaje) la roți.

7

ZBORUL ÎN TUR DE PISTĂ

7.1. Generalități

Turul de pistă constituie principalul mod de zbor pentru însușirea rulajului, decolării, aterizării, executării virajelor de 90°, a zborului în linie dreaptă, în urcare, la orizontală și în coborîre și obișnuiește pe pilot cu supravegherea aerodromului, în scopul determinării condițiilor de aterizare.

Elementele turului de pistă se stabilesc prin instrucțiunile de exploatare întocmite pentru fiecare aerodrom în parte. La stabilirea acestor elemente se au în vedere următoarele:

— evitarea punctelor (zonelor) cu mari aglomerări de populație (zonele clădite ale orașelor, uzine etc.) sau pentru care zborul în ritm susținut poate aduce prejudicii importante;

— evitarea obstacolelor ce pot influența securitatea zborului;

— posibilitatea de legătură bilaterală permanentă pe timpul zborului între pilot și organul de dirijare și control;

— posibilitatea aterizării pe aerodrom din oricare punct al turului de pistă de după primul viraj în cazul unei defecțiuni;

— cerințele impuse de desfășurarea activității de zbor în zona aerodromului.

Turul de pistă se poate executa cu toate virajele (1—4) în zbor orizontal sau, așa cum se arată în continuare, cu virajele 1 în urcare, 2 și 3 în zbor orizontal și 4 în coborîre. S-a ales descrierea acestui tip de tur de pistă, deoarece, cu toate că este ceva mai dificil, realizează însă economie de combustibil, durata de execuție fiind simțitor mai mică decît la turul de pistă cu toate virajele în zbor orizontal.

7.2. Rulajul la sol

Posibilitățile de manevră la sol ale avionului de școală sînt mari datorită reprizei puternice a motorului și a fileurilor de aer provenite de la elice, care fac eficientă comanda de direcție. Avionul este stabil în rulaj și pe vînt, datorită sistemului de orientare concomitentă a bechiei și direcției. Direcția de rulaj se poate menține ușor și datorită faptului că avionul este prevăzut cu frîne eficace. Cîmpul vizual din cabina posterioară este redus, din care cauză rulajul se execută sinusoidal, pentru a da posibilitate pilotului să supravegheze spațiul din fața avionului. Pilotul trebuie să acorde o atenție deosebită acestui gen de rulaj (fig. 7.1). Viteza normală de rulaj se consideră ca fiind aceea a unui om grăbit (circa 6 km/h). La acționarea frînelor în mod brusc, mai ales cînd turația motorului este mare, apare tendința avionului de a ridica coada sau chiar de a da în bot, dacă viteza de rulare este mare.

Pilotul cere prin radio permisiunea de rulaj numai după ce s-a convins că totul este în ordine la bordul avionului, conform celor arătate la cap. 6. După primirea aprobării, face semn mecanicului pentru înlăturarea calelor de staționare. La semnalul „liber pentru rulaj" dat prin salutul mecanicului care se află la planul stîng al avionului, pilotul începe rulajul cu manșa trasă complet. Se rulează drept înainte circa 10 m, se verifică frînele, după care se admite schimbarea direcției de rulaj a avionului. Schimbarea direcției de rulaj se face numai după ce pilotul este convins că pe noua direcție de rulaj nu există obstacole. Pentru schimbarea direcției de rulaj a avionului se presează palonierul în partea virajului dorit, iar după ce avionul s-a înscris în viraj se împinge palonierul din partea opusă virajului cu 10—15°, înainte de a se ajunge pe direcția dorită.

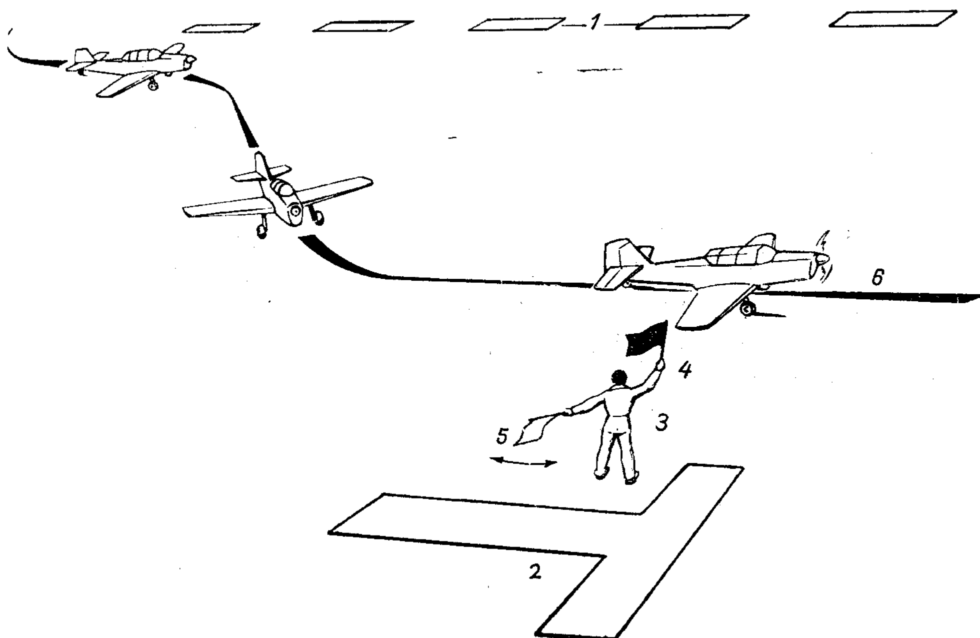


Fig. 7.1. Rulajul la sol în zigzag (sinusoidal):
1 – balize; *2* – T-eu; *3* – starter; *4* – fanion roșu; *5* – fanion alb; *6* – direcția de decolare.

Pe timpul rulajului este interzisă acționarea bruscă a motorului prin reprize mari; de asemenea pilotul trebuie să acorde o atenție deosebită acționării motorului și palonierului, pentru menținerea rulajului la regimul stabilit.

Rulajul cu avionul ZLIN 726 se execută de regulă cu comenzi în cantități mici. Rulajul cu vînt lateral se deosebește de rulajul cu vînt din față prin faptul că acțiunea vîntului tinde să încline avionul și să-i schimbe direcția de rulaj, îndreptîndu-l cu botul în vînt, motiv pentru care acest rulaj se execută cu manșa înclinată în partea vîntului și cu palonierul presat în partea opusă vîntului, la o viteză care să asigure securitatea rulajului. Acționînd astfel, bracarea eleroanelor, cel dinspre vînt în sus și cel opus în jos, va anihila înclinarea avionului spre partea opusă vîntului, iar direcția nu va lăsa ca avionul să se îndrepte cu botul în vînt, ci să se mențină pe direcția normală de rulaj (fig. 7.2).

Greșeli caracteristice la executarea rulajului. *Tendința unor piloți de a rula cu viteză mai mare decît cea normală*, care duce la:

— imposibilitatea supravegherii corecte a spațiului din fața avionului și de pe direcția de rulaj;

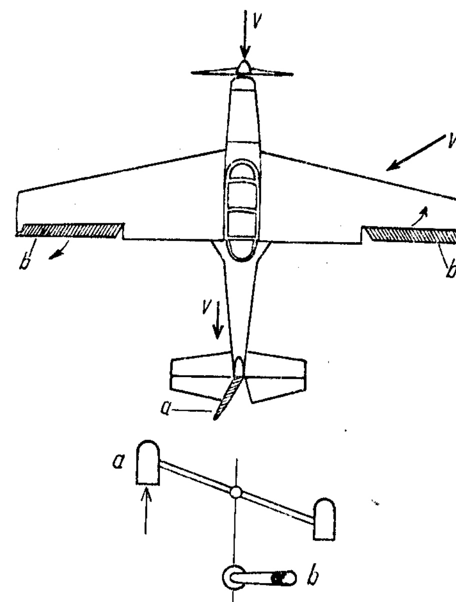


Fig. 7.2. Anihilarea acțiunii vîntului în timpul rulajului:
V — viteza avionului; V_v — viteza vîntului; *a* — presarea palonierului din partea opusă vîntului; *b* — presarea manșei lateral în partea din care bate vîntul.

— dificultate în executarea virajului la sol;

— ridicarea cozii avionului și chiar capotarea cînd se acționează brusc frînele.

Folosirea reprizelor mari de motor, care duc la mărirea vitezei unghiulare a virajului, avionul înscriindu-se energic în „furătură" pe partea virajului, ceea ce face ca scoaterea avionului din viraj să devină foarte dificilă; totodată raza de viraj la sol foarte mică duce la solicitarea puternică a jambei din partea exterioară virajului. Raza de viraj nu trebuie să fie în nici un caz mai mică decît anvergura planului.

Pe timpul virajului cu un vînt lateral mai mare de 7 m/s, rulajul trebuie executat cu mecanic la planul avionului. Pe teren moale rulajul trebuie executat cu manșa trasă complet la o viteză suficientă și costantă, care să mențină coada avionului pe sol, evitîndu-se întoarcerile cu rază minimă.

7.3. Pregătirea pentru decolare

Înainte de decolare pilotul este dator să execute următoarele:

— să așeze avionul pe direcția de decolare;

— să verifice dacă pista de decolare este degajată la un unghi de 30° stînga și dreapta (fig. 7.3);

— să stabilească reperul (reperele) pentru menținerea direcției la decolare;

— să scoată flapsurile la 15°;

— să pună trimerul la poziția neutră sau picaj dacă centrajul a fost în spate;

— să verifice poziția robinetului de combustibil (pe rezervoare principale) și cantitatea de combustibil;

— să verifice dacă ambele magnetouri sînt cuplate;

— să verifice maneta de corecție dacă se află pe poziția „sărac";

— să verifice cuplarea contactului general și a contactelor sectoarelor (baterie, generator, demaror, aparate etc.);

— să verifice altimetrul dacă este reglat;

— să verifice dacă aparatele pentru controlul motorului indică valori în limitele de lucru;

— să verifice dacă presiunea de azot în lonjeronul planului central este de min 1,5 kgf/cm²;

— să verifice dacă centurile sînt bine fixate;

— să verifice corecta închidere și zăvorîre a cabinei;

— să ceară prin radio aprobarea pentru decolare.

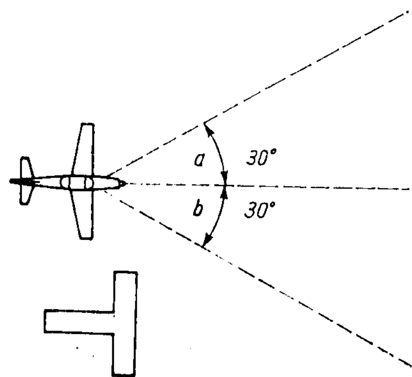


Fig. 7.3. Așezarea avionului la T-eu, pe direcția de decolare, și verificarea degajării pistei

$\sphericalangle a + \sphericalangle b = 60°$

7.4. Decolarea

Decolarea se definește ca o mișcare accelerată a avionului de la începutul rulajului ($V = 0$), pînă la desprinderea și atingerea înălțimii de 25 m. Decolarea se execută cu motorul la regimul de decolare și cuprinde: rulajul pentru decolare, desprinderea avionului de sol, palierul și urcarea pînă la înălțimea de 25 m. Distanța de decolare este distanța pe sol de la începutul rulajului și pînă în punctul în care avionul a atins înălțimea de 25 m (fig. 7.4). Decolarea se execută, de regulă, cu vîntul în față, cu maneta de gaze în plin și manșa la mijloc, pînă la viteza de 50—60 km/h, după care se slăbește ușor pînă ce avionul ia poziția orizontală.

Rulajul pentru decolare. Trebuie avut în vedere, la decolare, tendința avionului de a „fura" (a se roti) în timpul rulajului pentru decolare, tendință ce se parează prin mișcări mici și sigure ale palonierului în partea opusă rotirii, revenindu-se cu piciorul la mijloc înainte ca avionul să ajungă pe direcția de decolare; în caz contrar, acesta va trece în partea opusă „furăturii", solicitîndu-i pilotului mișcări repetate din picioare, ceea ce poate conduce la amplificarea „furăturii", mai ales dacă mișcările nu sînt bine coordonate.

Trebuie de știut că avioanele monomotoare au tendința de a fura într-o parte sau alta la decolare datorită a trei cauze principale:

a. Cuplul reactiv al elicei face ca avionul să preseze mai mult pe sol roata opusă rotirii elicei, ceea ce are ca rezultat mărirea forței de frecare cu solul la această roată. Se cunoaște că $F_{fr} = P\mu$, unde F_{fr} este forța de frecare, P — forța care apasă la punctul de contact al roții, iar μ — coeficientul de frecare între cauciucul roții și pista de decolare (fig. 7.5). De obicei, la monomotoare, sensul de rotație al elicei este spre stînga, privind din cabină, deci cuplul reactiv este spre dreapta, ceea ce conduce la o forță de frecare mai mare la roata din această parte, avionul avînd tendința, la începutul rulajului, să fure spre dreapta

b. Efectul giroscopic al elicei face ca, atunci cînd se ridică coada, avionul „să fure" la stînga sau la dreapta, în funcție de sensul de rotație al elicei. În cazul cînd elicea se rotește spre stînga, la ridicarea cozii avionului, ia naștere o mișcare de precesie a elicei, care răsucește planul acesteia (botul avionului) spre dreapta, aceasta datorită principiului giroscopului de a-și suprapune axa proprie de rotație pe noua axă de mișcare. Această ten-

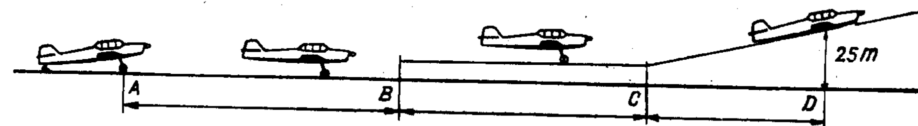


Fig. 7.4. Decolarea:
AB — rulajul pentru decolare; B — desprinderea avionului; BC — palierul; CD — urcarea pînă la $H = 25$ m; AD — distanța de decolare.

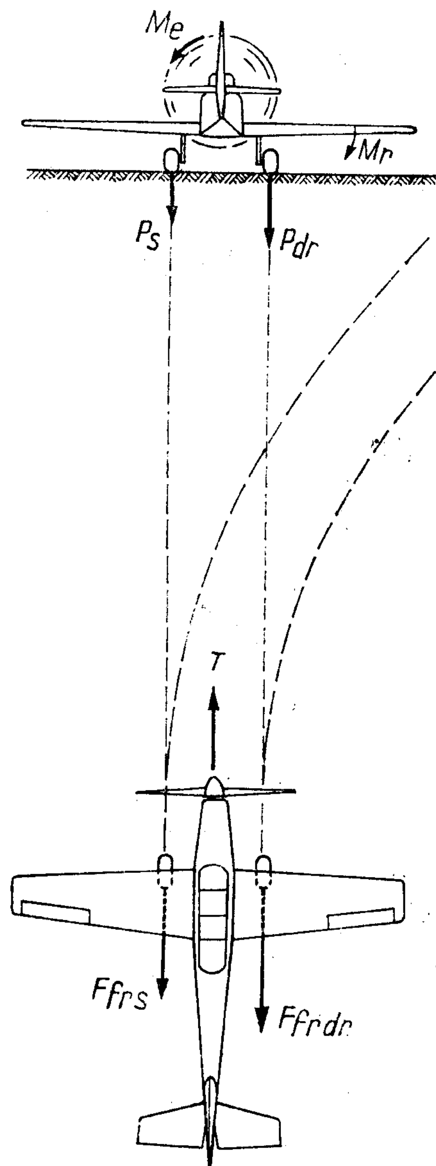


Fig. 7.5. Tendința de „furătură" (deviere) la decolare datorită cuplului reactiv al elicei:

T — tracțiunea elicei; M_e — momentul elicei; M_r — momentul reactiv al elicei; P_s — forța de apăsare pe sol a roții stingi; P_{dr} — forța de apăsare a roții drepte; $F_{fr\,s}$ — forța de frecare cu solul a roții stîngi; $F_{fr\,dr}$ — forța de frecare cu solul a roții drepte; μ — coeficientul de frecare dintre cauciuc și pista de decolare. $F_{fr\,s} = P_s\mu$; $F_{fr\,dr} = P_{dr}\mu$ dar $P_{dr} > P_s$, de unde $F_{fr\,dr} > F_{fr\,s}$.

dință este cu atît mai pronunțată, cu cît rotația elicei este mai mare, iar ridicarea cozii se face în mod rapid (fig. 7.6). Deci, rezultă că maneta de gaze trebuie dusă progresiv în plin (în cîteva secunde), iar coada trebuie de asemenea ridicată prin mișcarea lină a manșei spre înainte. Această din urmă mișcare este foarte importantă, mai ales cînd pentru a se face o decolare scurtă trebuie să se pornească de pe loc cu motorul în plin.

De asemenea botul avionului se va urca, sau coborî, dacă se presează palonierul drept, respectiv stîng. De aceste mișcări de precesie trebuie să se țină seama în special la executarea figurilor acrobatice în concursuri, unde ieșirea din planul de execuție a acestora se penalizează.

La avioanele de vînătoare din trecut, cu motoare puternice și elice mari și grele, spre exemplu IAR-80 și în special Messerschmitt, datorită necunoașterii sau ignorării acestui efect giroscopic, mulți piloți au pe conștiință avioane rupte la decolare datorită „furăturilor" pronunțate.

c. Datorită rotației elicei și deplasării avionului, fileurile de aer sînt orientate spre înapoi, oblic și nu de-a lungul fuzelajului, și anume: dacă elicea se rotește spre stînga, fileurile de sub fuzelaj sînt orientate spre dreapta, iar cele de deasupra spre stînga. Acțiunea fileurilor de aer în partea inferioară a avionului este aproape neglijabilă, deoarece majoritatea corpului avionului se află deasupra planului orizontal cînd coada este ridicată (fig. 7.7).

Din fig. 7.7 se observă că fileurile de aer de deasupra, care atacă oblic fuzelajul, dau naștere la forțele F_1 (pe fuzelaj) și F_2 (pe ampenajul vertical), care, în raport cu centrul de greutate al avionului CG, dau naștere la momentele M_{F1} și M_{F2}, care tind să rotească avionul spre dreapta.

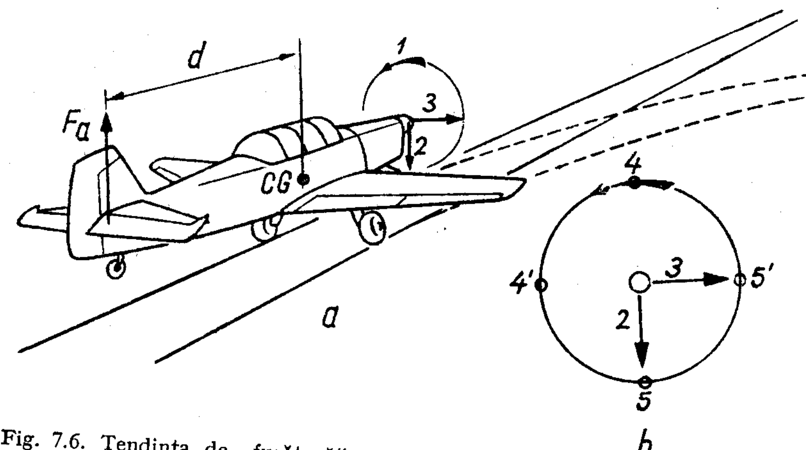


Fig. 7.6. Tendința de „furătură" la decolare datorită mișcării de precesie a elicei cînd se împinge de manșă în prima parte a rulajului la decolare:
a — avonuli fură spre dreapta datorită mișcării de precesie a elicei ca răspuns la momentul $F_a d$, care ridică coada avionului; *1* — sensul de rotație al elicei; *2* — sensul de mișcare a botului avionului datorită ridicării cozii; *3* — sensul de mișcare a botului elicei; *b* — aflarea mișcării de precesie: în punctele *4* și *5*, datorită ridicării cozii, acționează la elice un cuplu de forțe care caută să rotească planul elicei spre înainte. Se mută aceste puncte cu 90° în sensul de rotație al elicei, în 4′ și *5′*, puncte în care va acționa cuplul de precesie, considerînd că în aceste puncte acționează forțele care au acționat în punctele *4* și *5*. Deci botul, datorită acestui cuplu de precesie, se va roti spre dreapta.

Din cele descrise la punctele **a—c** se constată că trei cauze principale conduc la „furătura" pe aceeași parte: cuplul reactiv al elicei, efectul giroscopic al elicei și fileurile de aer proiectate oblic spre înapoi.*

Elevul pilot trebuie să studieze și să cunoască bine tendința avionului de a fura, pentru a ști să o prevină din timp cu palonierul. Totuși, cînd apare o „furătură" violentă, care nu se poate redresa ușor, se reduce maneta de gaze complet, se trage manșa complet înapoi, în care timp se acționează și palonierul în partea opusă „furăturii". Frînele se folosesc ușor și numai după ce viteza avionului s-a redus simțitor ($V \leqslant 55$ km/h).

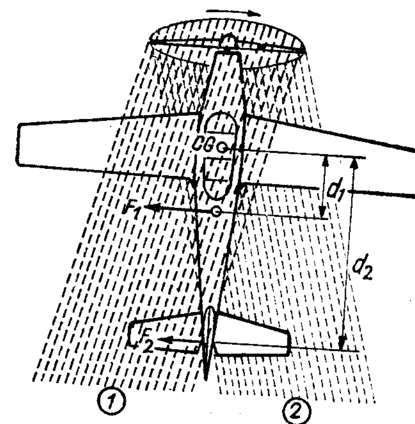


Fig. 7.7. Acțiunea fileurilor de aer de la elice în timpul rulajului la decolare:
1 — fileurile de aer care acționează pe fuzelaj și ampenajul vertical; *2* — fileurile de aer care acționează sub fuzelaj; *CG* — centrul de greutate. $M_1 = F_1 d_1$; $M_2 = F_2 d_2$; $M = M_1 + M_2$.

* Se mai pot produce „furături" și datorită unor cauze ce pot fi depistate și înlăturate ca umflarea inegală a cauciucurilor, rezervoare umplute inegal etc.

În timpul rulajului pentru decolare, privirea trebuie să fie îndreptată spre înainte, cuprinzînd capota motorului și reperul ales de la marginea aerodromului, în care timp trebuie să se acorde o atenție deosebită menținerii avionului pe o direcție paralelă cu axa decolare-aterizare. Corecțiile de direcție, în cazul devierii de la aceasta cu mai mult de 20°, sînt greu de realizat de către piloții începători și, de aceea, la antrenamentul individual, corectarea abaterilor de la direcția de decolare trebuie să se facă cu multă prudență.

Decolarea de pe un teren moale sau acoperit cu zăpadă se execută ca și în cazul decolării de pe un teren uscat, cu deosebirea că ridicarea cozii avionului trebuie să se facă cu mișcări foarte line și progresive, iar poziția botului avionului față de orizont trebuie să fie deasupra acestuia. Datorită terenului moale, rezistența roților la înaintare este mai mare decît în cazul decolării de pe un teren uscat și, ca urmare, avionul intră mai greu în viteză. Tot datorită terenului moale, frînarea trebuie executată cu mare atenție, deoarece se poate produce mult mai ușor derapajul. Decolarea de pe un teren acoperit cu un strat de zăpadă de circa 10 cm se execută în același mod ca și decolarea de pe un teren moale, cu deosebirea că efectul frînării este foarte redus și deci folosirea frînelor impune multă atenție și prudență.

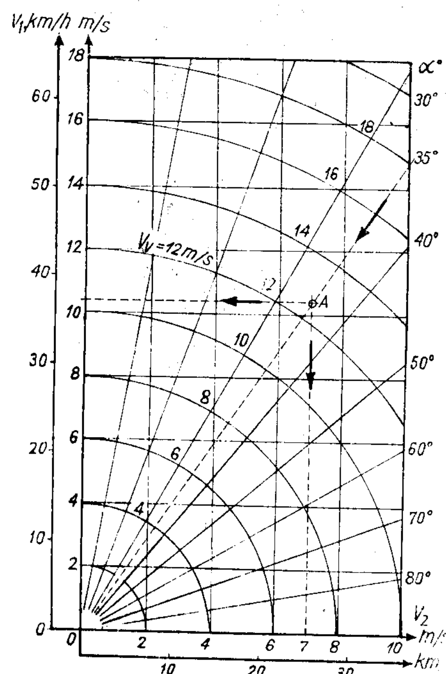


Fig. 7.8. Determinarea componentelor vitezei vîntului:

V_1 — componenta vitezei vîntului în sensul pistei; V_2 — componenta vitezei vîntului perpendicular pe axa pistei. Exemplu de determinare: dacă V_v = 12,5 m/s și α = 35°, se stabilește punctul *A* care are coordonatele $V_1 \approx$ 10,5 m/s și V_2 = 7 m/s.

În timpul decolării cu vînt lateral, asupra avionului apar forțe laterale cauzate de vînt, care îngreuiază menținerea direcției de rulaj la decolare. Sensul de deviere a avionului pe timpul decolării cu vînt lateral este în partea din care bate vîntul, avionul avînd tendința de a se orienta cu botul în vînt. Pentru fiecare tip de avion, constructorul prevede vitezele maxime ale vîntului V_{vM} din diverse direcții admise la decolare și aterizare. Pentru exemplificare, în fig. 7.8, se arată un grafic cu ajutorul căruia se determină componentele vitezei vîntului.

Pentru avionul ZLIN 726 se admite la decolare și aterizare o viteză maximă a vîntului de 10 m/s de la 90° și de 15 m/s de la 0° (în axa pistei).

Este necesar ca pe timpul executării decolării cu vînt lateral, coada avionului să nu fie ridicată imediat, dînd astfel posibilitatea ca avionul să capete o viteză suficientă pentru ca efectul organelor de comandă, în special al direcției, să fie optim, ca să se poată menține direcția pe timpul rulajului, cînd

coada va fi ridicată. Comenzile — manșa și maneta de gaze — trebuie acționate lin și progresiv, pentru a se înlătura pe cît posibil momentul de deviere a avionului de la direcția de decolare. Orice greșeală în coordonarea comenzilor avionului pe timpul anulării efectului lateral al vîntului duce la devierea avionului de la direcția hotărîtă; de aceea este deosebit de important ca, pe timpul corectării efectului lateral al vîntului, viteza de zbor să fie mai mare decît cea normală cu 1/3 din valoarea vîntului sau cu 1/2 din valoarea rafalei (dacă vîntul bate în rafale). De exemplu, dacă viteza de desprindere este de 90 km/h și viteza vîntului de 6 m/s, se va mări viteza de desprindere cu (6/3) · 3,6 = 7,2 km/h, adică viteza de desprindere va fi de 97 km/h.

Decolarea de pe pista artificială cu avionul ZLIN se execută ca și de pe pista naturală, cu următoarele deosebiri:

— avionul, datorită calităților pistei artificiale (netedă), intră mai repede în viteză și deci desprinderea se face la o distanță mai scurtă;

— ridicarea cozii avionului nu trebuie executată pînă cînd avionul nu capătă viteza necesară la care efectul comenzilor, în special al direcției, să fie prompt; altfel apare foarte ușor tendința de „furătură";

— controlul menținerii direcției la decolare se poate face și după unghiul format de limitele laterale ale pistei artificiale cu linia laterală a capotei motorului.

De reținut că pe pista artificială distanța de decolare se reduce simțitor. De asemenea declivitatea PDA influențează asupra distanței de decolare

Desprinderea. Desprinderea începe în momentul cînd portanța avionului F_z este egală cu greutatea avionului G și deci acesta nu mai apasă pe sol. Viteza de desprindere este de circa 90 km/h. La această viteză se trage ușor de manșă, pentru a realiza desprinderea.

Tragerea prea devreme și pronunțată de manșă, adică la $V <$ 90 km/h, face ca avionul să se desprindă forțat de pe sol și apoi să recadă pe roțile principale sau placat, din cauza lipsei excendentului de putere ΔN care asigură viteza ascensională W, precum și din cauza creșterii unghiului de incidență al aripii peste i_{cr} (fig. 7.9 și 7.10).

Curba puterilor disponibile maxime se obține cu relația $N_{dM} = N_{efM} \eta_{el}$, unde η_{el} este randamentul elicei la vitezele respective considerînd turația motorului constantă (regim maximal). Pentru a se zbura cu o anumită viteză V cuprinsă între V_L și V_M, se stabilește, cu maneta de gaze, puterea disponibilă

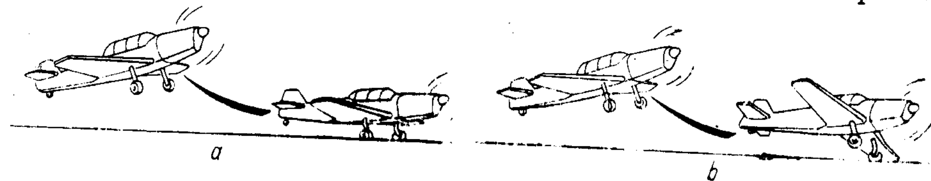


Fig. 7.9. Efectele ce apar în cazul forțării desprinderii la decolare:

a — avionul cade pe tren solicitînd mult jambele; *b* — avionul cade pe un plan și o jambă putînd duce la ruperea acesteia.

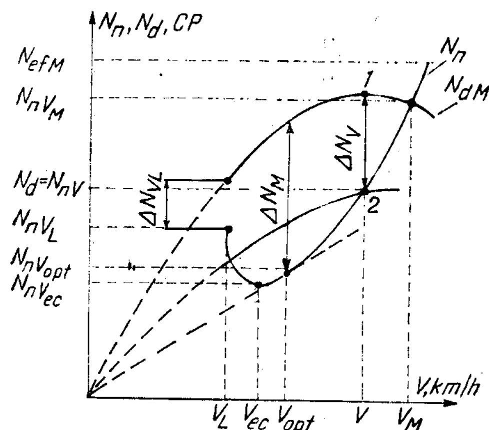


Fig. 7.10. Variația excedentului de putere ΔN între V_L și V_M, atribut al vitezei orizontale V sau/și al vitezei pe verticală W:

N_n — curba puterilor necesare; N_{dM} — curba puterilor disponibile maxime; $N_{ef\,M}$ — puterea efectivă maximă; N_{nV_M} — puterea necesară pentru V_M; $N_{ef\,V}$ — puterea efectivă pentru viteza V; N_{nV} — puterea necesară pentru viteza V; N_{nV_L} — puterea necesară pentru V_L; $N_{nV_{opt}}$ — puterea necesară pentru V_{opt}; $N_{nV_{ec}}$—puterea necesară pentru V_{ec}; V_L — viteza limită; V_{ec} — viteza economică; V_{opt} — viteza optimă; V — viteză între V_{opt} și V_M; V_M — viteza maximă; ΔN_{V_L} — excedentul de putere la V_L; ΔN_M— excedentul de putere maxim la V_{opt}; ΔN_V — excedentul de putere la viteza V; 1 — puterea disponibilă maximă la viteza V; 2 — puterea necesară la viteza V.

la valoarea puterii necesare pentru viteza respectivă (din punctul 1, N_d va coborî în punctul 2). Dacă N_d se stabilește la valoarea din punctul 1, adică N_{dM} și avionul se menține cu manșa în zbor orizontal, viteza va crește de la V la V_M. Dacă se menține tot cu manșa viteza V, atunci avionul va urca cu o viteză ascensională inițială $W = \frac{\Delta N_v \cdot 75}{G}$ [m/s], ΔN_v fiind excendentul de putere în CP la viteza V ($\Delta N_v = N_{dM} - N_n$) iar G — masa avionului.

Chiar și la desprinderea de sol la V_L tragerea pronunțată de manșă duce la același rezultat, deoarece excendentul de putere la această viteză este foarte mic, iar unghiul de incidență al aripii este mare, astfel se poate ajunge ușor la i_{cr}.

De aceea la sesizarea celor mai mici instabilități ale avionului față de axa de ruliu, după desprindere, trebuie să se slăbească ușor manșa pînă ce avionul devine stabil.

Sigur că slăbirea manșei poate conduce și la o reluare a contactului cu solul sau chiar la mici bontisări, dar acest lucru este mai de dorit decît o cădere a avionului pe un plan datorită tragerii pronunțate de manșă.

Trebuie de reținut că forțarea desprinderii duce, în realitate, la o creștere a rezistenței aerodinamice la înaintare F_x, datorită creșterii unghiului de incidență, ceea ce are ca urmare o creștere a rulajului la decolare, desprinderea producîndu-se mai tîrziu decît în cazul decolării normale.

Tragerea mai tîrziu de manșă pentru desprindere face ca trenul de aterizare să fie expus la eforturi mari (bontisări în viteză), iar rulajul să fie mărit în mod inutil, în loc ca avionul să execute palierul.

Momentul desprinderii se stabilește de obicei cu ajutorul vitezometrului, iar, după formarea deprinderilor, și după lungimea rulajului efectuat sau după sporirea eficacității comenzilor (ampenajul orizontal). Vitezometrul în nici un caz nu trebuie neglijat.

Palierul. Palierul este deplasarea accelerată în aer a avionului la înălțimea de 1 m, necesară pentru mărirea vitezei avionului de la viteza de desprindere la cca de 125 km/h, după care se poate începe zborul în urcare. O

dată cu creșterea vitezei se observă, în fig. 7.10, că crește și excedentul de putere ΔN, ceea ce atrage o creștere a vitezei ascensionale W. Palierul trebuie neapărat executat, deoarece începerea urcării la o viteză mai mică de 120 km/h înseamnă că nu se va urca inițial nici pe o pantă maximă θ_M, pentru care este necesară viteza economică (120—125 km/h) și nici cu o viteză ascensională maximă W_M, pentru care este necesară viteza optimă (145 km/h). De asemenea, la viteze apropiate de viteza limită, avionul poate deveni instabil la cele mai ușoare rafale de vînt. La atingerea vitezei de 125 km/h, avionul se pune în pantă de urcare, trăgîndu-se ușor de manșă și stabilindu-se turația corespunzătoare puterii nominale. Atenția trebuie să fie deosebită în scopul de a controla atît spațiul aerian pe direcția de urcare, cît și pentru a menține direcția după reperele de la sol.

7.5. Urcarea

Urcarea este mișcarea uniformă și rectilinie ce o execută avionul pe o traiectorie ascendentă. Condițiile zborului în urcare sînt: panta de urcare constantă ($\sphericalangle\theta = \text{const.}$) și viteza pe traiectoria de urcare constantă ($V_u = \text{const}$, fig. 7.11). Unghiul de pantă corect se obține prin fixarea turației și menținerea vitezei constante pe panta de urcare. Acest unghi se apreciază de pilot și după poziția capotei motorului față de orizont, viteza în nici un caz nu trebuie scăpată din vedere.

După stabilirea unghiului de pantă corect și a regimului de viteză și turație corespunzător, la înălțimea de 30 m se escamotează trenul de aterizare. Se verifică intrarea și zăvorîrea prin stingerea becurilor verzi și aprinderea becurilor roșii, precum și după poziția indicatoarelor mecanice, care trebuie să fie retrase în aripă.

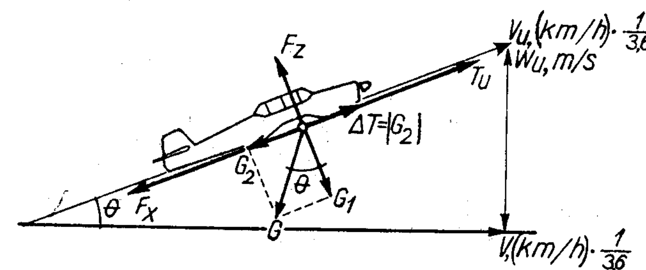


Fig. 7.11. Forțele care acționează asupra avionului la zborul în urcare:

G — greutatea avionului; F_z — forța portantă; F_x — forța de rezistență la înaintare; T_u — forța de tracțiune în urcare; $T_u = F_x + G_2 = F_x + G\sin\theta = (\rho V_u^2/2)SC_x + G\sin\theta$; $F_z = G\cos\theta = (\rho V_u^2/2)SC_z$, unde S este suprafața aripii, ρ — densitatea aerului; C_x — coeficientul de rezistență la înaintare; C_z — coeficientul de portanță; Pentru a menține viteza de urcare V_u constantă trebuie să se realizeze $T_u = F_x + G_2$ unde G_2 este compensat de suplimentul de tracțiune ΔT necesar pentru a menține avionul în pantă de urcare. Se remarcă trei viteze în timpul urcării: V_u — viteza indicată pe traiectoria în urcare citită la vitezometru, în km/h; V — componenta orizontală a lui V_u, adică viteza față de sol, în km/h, dată de relația $V = V_u\cos\theta$; W_u — viteza ascensională citită la variometru, în m/s.

La atingerea înălţimii de 50 m se escamotează cu mişcări line flapsul. După escamotarea trenului de aterizare şi a flapsului, viteza avionului tinde să crească; pentru a preîntîmpina aceasta, pilotul măreşte unghiul de pantă, menţinînd viteza constantă de 145 km/h. În tabelele 7.1 şi 7.2 se arată parametrii mai importanţi ce trebuie avuţi în vedere şi urmăriţi la zborul în urcare.

Tabelul 7.1

Regimul motorului în urcare

Valori de lucru (restricţii)	Regimul motorului	
	Maxim de zbor	Maxim permanent
Limite de timp	5 min	Nelimitat
Turaţia, rot/min	2 750±3%	2 680±3%
Presiunea de admisie, at	1,02±0,02	0,965±0,02
Temperatura chiulaselor, °C:		
– normală	140–185	
– maximă (5 min)	200	
Temperatura uleiului, °C		
– normală	40–80	
– maximă (5 min)	85	

Tabelul 7.2

Viteze în urcare

Altitudinea de zbor, m	Viteza de zbor recomandată, km/h	
	Greutatea avionului de 940 kgf	Greutatea avionului de 1 000 kgf
0–1 000	140	145
1 000–2 000	135	140
2 000–3 000	130	135
3 000–4 000	125	130
4 000–5 000	120	125

Pentru ca manşa să nu ceară efort prea mare din partea pilotului, după stabilirea pantei corecte, este necesar să se regleze trimerul profundorului. *În turul de pistă neescamotîndu-se trenul de aterizare, viteza pe panta de urcare este ceva mai mică ($V_u = 135 \ldots 140$ km/h).* În cazul că pe timpul urcării motorul dă semne de supraîncălzire (creşte temperatura uleiului şi a chiulaselor), se micşorează unghiul de pantă, precum şi regimul motorului, iar dacă este cazul se trece şi la zbor orizontal.

7.6. Virajul 1

Primul viraj se execută în urcare la înălţimea de 150 m şi la o distanţă de minimum 1,5 km faţă de avioanele ce zboară în faţă. Înainte de executarea virajului se priveşte la stînga, la dreapta şi înainte pentru a ne convinge că nu există alte avioane în apropiere. La observarea spaţiului aerian se acordă

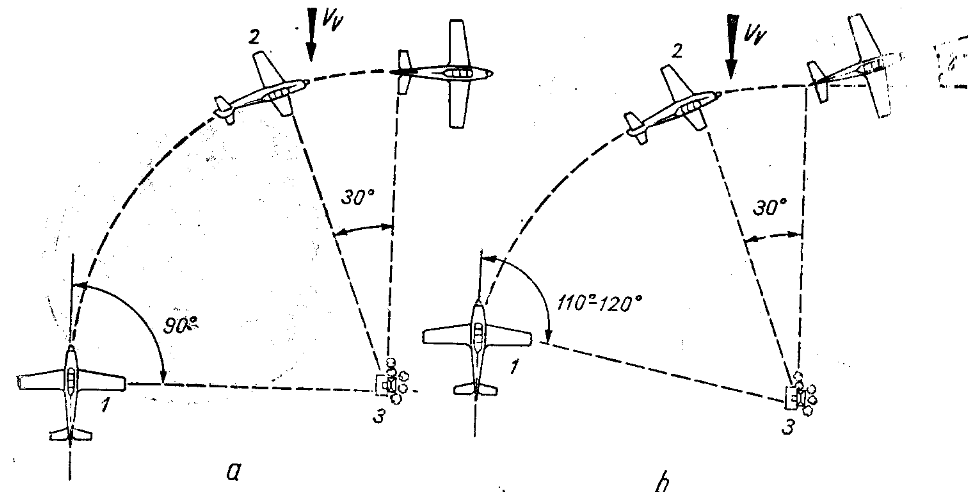


Fig. 7.12. Virajul 1:

a – executarea virajului pe timp calm sau vînt slab; *b* – executarea virajului pe vînt pronunţat; *1* – intrarea în viraj; *2* – scoaterea din viraj; *3* – reper la sol; γ – unghi de contraderivă; V_v – viteza vîntului

o atenţie deosebită părţii în care urmează să se execute virajul, alegîndu-se de asemenea un reper pe sol, în lungul planului pentru scoaterea din viraj. Alegînd astfel reperul, înseamnă că direcţia de zbor cu direcţia avion-reper face un unghi de 90°. În cazul că vîntul din faţă are o viteză mai mare de 7 m/s, unghiul acesta trebuie să fie mai mare de 90°, ca la ieşirea din viraj să se vadă reperul în lungul aceluiaşi plan (fig. 7.12). Traiectoria avionului, după executarea primului viraj, trebuie să fie perpendiculară pe direcţia de decolare-aterizare.

Înainte de introducere în viraj, pentru mărirea siguranţei zborului, se îndulceşte panta apoi se apasă uşor manşa şi palonierul în partea virajului. Deoarece în viraj portanţa F_z are tendinţa de a se micşora şi, ca o consecinţă viteza să crească, se evită acest lucru printr-o uşoară tragere de manşă, făcînd astfel să crească F_{zv}, implicit şi F_z, datorită creşterii mici a unghiului de incidenţă al aripii şi astfel să se menţină panta îndulcită de la intrarea în viraj (fig. 7.13).

La începutul virajului, atenţia trebuie îndreptată asupra: poziţiei capotei motorului faţă de orizont, înclinării, vitezei indicate, vitezei ascensionale şi coordonării comenzilor după poziţia bilei (la mijloc) şi limbii (în partea virajului) de la indicatorul de viraj şi glisadă. Cînd înclinarea ajunge la valoarea dorită, se execută susţinerea virajului prin revenirea şi presarea uşoară a manşei în partea opusă înclinării avionului. În viraj, datorită vitezei mai mari a planului din exteriorul virajului, portanţa acestuia creşte faţă de cea a planului din interior, avionul avînd tendinţa să se încline în continuare, dacă se rămîne cu manşa la mijloc.

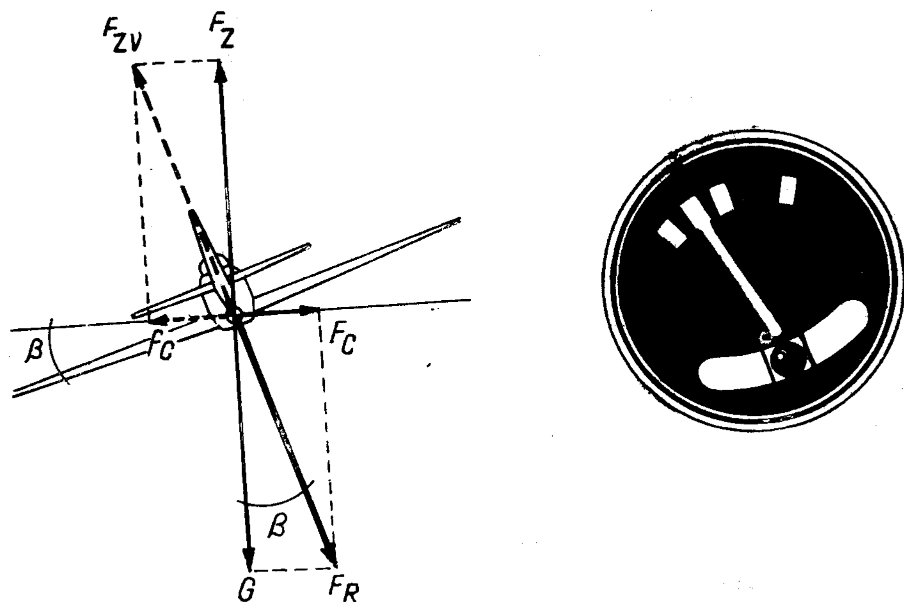


Fig. 7.13. Forțele care acționează în viraj:

G — greutatea avionului; F_C — forța centrifugă $= mV^2/R$, unde m este masa avionului, V — viteza avionului și R — raza virajului; f_c — forța centripetă $= F_{zv} \sin\beta$; β — unghiul de înclinare în viraj F_{zv} — forța portantă în viraj $= (\rho/2)V^2SC_{zv} > G$; F_z — componenta verticală a lui $F_{zv}(F_z = G = F_{zv} \cos\beta$ în zbor orizontal; $F_z > G$ în zbor în urcare).

Privind în partea virajului, se verifică dacă nu sînt alte avioane prin apropiere și se stabilește momentul scoaterii din viraj. Pentru a scoate avionul din viraj se dau comenzile coordonat, în sens invers virajului, cu 30° înainte de a ajunge în dreptul reperului ales (fig. 7.12). Pe timpul scoaterii din viraj atenția se distribuie astfel: asupra poziției capotei față de orizont; asupra mișcării avionului în jurul axei longitudinale în timp ce virajul încetează, precum și asupra indicatorului de viraj și glisadă, la care bila trebuie menținută la centru, în timp ce acul indicator revine la centru pe măsura ieșirii avionului din viraj.

O regulă simplă ne precizează cum se acționează cu manșa și palonierul pentru a menține bila la mijloc și limba în poziția dorită, și anume: „manșa atrage bila, iar piciorul o respinge". Spre exemplu, dacă virajul este suficient de înclinat, dar bila cade spre interior — viraj glisat (fig. 7.14, *a*), situația se remediază presînd mai mult palonierul din partea virajului, pentru a mări viteza de rotație, astfel forța centrifugă crește și bila este nevoită să revină între repere (deci piciorul a respins bila). Dacă viteza de rotație este bună, atunci se va scoate puțin cu manșa din înclinare, bila revenind la mijloc („manșa atrage bila"). Dacă virajul este derapat (fig. 7.14, *b*), se procedează în mod similar, se presează palonierul din partea opusă virajului, micșorîndu-se viteza de rotație sau se înclină puțin cu manșa, dacă înclinarea este mică.

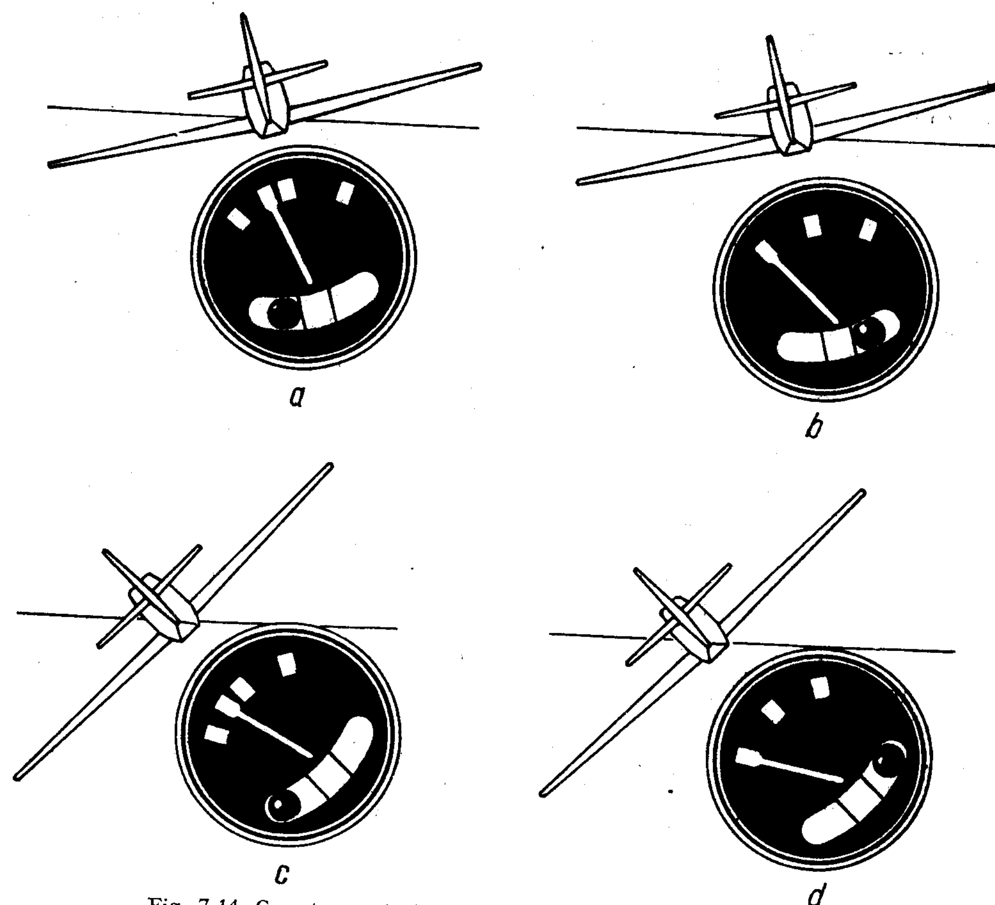


Fig. 7.14. Corectarea virajului după indicatorul de viraj și glisadă:

a — viraj glisat cu viteză mică de rotire: pentru remediere se mai presează palonierul din partea virajului, ce are ca rezultat mărirea vitezei de rotire și bila se duce la mijloc („piciorul respinge bila"); *b* — viraj derapat cu viteză mare de rotire: se presează palonierul opus virajului pentru a micșora viteza de rotire („piciorul respinge bila"); *c* — viraj cu înclinare mare și viteză de rotire mică: se mai scoate din înclinare („manșa atrage bila") și se mai presează palonierul din partea virajului („piciorul respinge bila"); *d* — viraj cu înclinare și viteză de rotire prea mari: se presează palonierul opus și se mai scoate cu manșa din înclinare („piciorul va tinde să respingă bila dincolo de centru iar manșa o va menține la centru").

Desigur că în timpul virajului se pot ivi situații cînd pentru remediere se acționează și cu manșa și cu palonierul. Spre exemplu, în fig. 7.14, *c* virajul spre stînga este prea înclinat, iar viteza de rotire este prea mică (viraj glisat); în acest caz bila este readusă la mijloc și cu manșa, se mai scoate din înclinare, și cu palonierul stîng, care se mai presează pentru a mări viteza de rotire. Pe baza acestor raționamente se pot face multiple exerciții și ele sînt foarte importante pentru că servesc mai tîrziu la deprinderea perfectă a zborului instrumental, care permite pilotarea avionului în orice condiții meteorologice, atît ziua cît și noaptea. În fig. 7.14, *d* se arată cum se operează la un viraj prea înclinat și cu viteză de rotire prea mare (viraj derapat).

La mişcările laterale ale manşei de micşorare sau mărire a înclinării nu trebuie scăpat din vedere şi mişcarea în profunzime a acesteia, deoarece apar tendinţe de cabrare sau respectiv picare a botului avionului.

La executarea virajului trebuie să se acorde mare atenţie vitezei cu care se execută virajul. Cu cît această viteză se apropie de viteza limită V_L, cu atît înclinarea se apropie de 0°, aceasta rezultînd după cum s-a mai arătat din relaţia $\cos\beta = V_L^2/V_v^2$ (v. § 8.3.2).

Greşeli caracteristice în timpul executării virajului. *La intrarea în viraj:* se dau comenzi necoordonate, manşă prea încet şi palonier prea mult, avionul virînd cu înclinare mică şi derapat (bila se deplasează în partea opusă virajului); avionul are înclinare corectă, dar virează cu viteză unghiulară mică, din cauză că s-a apăsat insuficient pe palonier (bila alunecă în interiorul virajului, acesta fiind glisat).

Pe timpul virajului: se pierde viteza şi echilibrul transversal din cauza manşei trasă prea mult; se cîştigă viteză pentru că în timpul înclinării nu s-a tras şi puţin de manşă, pentru a suplini scăderea portanţei; avionul se roteşte prea încet din cauză că s-a presat insuficient palonierul şi bila alunecă în interiorul virajului, acesta fiind glisat.

La scoaterea din viraj: botul avionului urcă şi scade viteza din cauză că manşa a rămas trasă ca în timpul virajului; botul avionului are tendinţa de a pica sub traiectorie, din cauză că s-a slăbit prea mult manşa; nu se coordonează corect comenzile din manşă şi palonier, din care cauză bila alunecă spre interior sau exterior; virajul se execută mai mare sau mai mic de 90°, pentru că scoaterea din viraj nu a fost executată la momentul potrivit.

7.7. Virajul 2

După scoaterea din primul viraj se execută panta de urcare în aceleaşi condiţii, controlînd poziţia avionului, viteza şi celelalte aparate de bord. Se priveşte la stînga, dreapta, sus şi jos pentru a observa poziţia celorlalte avioane care sînt în aer, depărtarea faţă de aerodrom şi terenul de ajutor pentru rezolvarea unei eventuale aterizări forţate. Virajul 2 se execută tot de 90°, în momentul cînd axa longitudinală a avionului face un unghi de 45° cu linia formată de avion şi T-ul de aterizare (fig. 7.15, poz. *2*). Tehnica executării virajului este similară cu cea de la virajul 1, numai că dacă s-a atins în prealabil înălţimea de 200 m, virajul se execută la orizontală. Scoaterea din virajul 2 se execută paralel cu direcţia de decolare-aterizare şi la o distanţă de 1,5 km faţă de avionul din faţă.

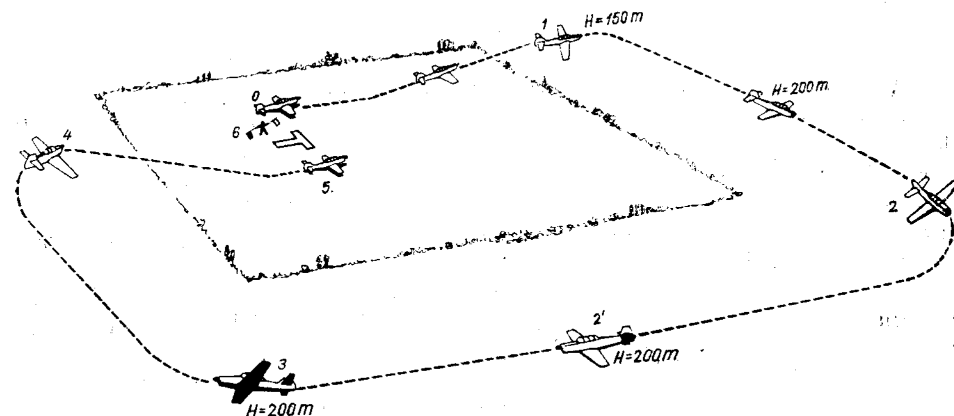


Fig. 7.15. Schema turului de pistă cu cele patru viraje:
0 — punctul de decolare; *1* — virajul 1 în urcare; *2* — virajul 2 pe orizontală; *2'* — la travers; *3* — virajul pe orizontală 3; *4* — virajul 4 în coborîre; *5* — punctul de aterizare; *6* — starterul.

7.8. Zborul orizontal

La atingerea înălţimii de 200 m se presează uşor manşa spre înainte, atît cît este necesar pentru ca botul avionului să se găsească faţă de linia orizontului în poziţia corespunzătoare zborului orizontal, zbor care se execută după virajul 1 pînă la virajul 4. Pe măsură ce viteza creşte, se reduce din motor ca la 180 km/h să avem 2 580 rot/min. Se supraveghează spaţiul aerian din jur, avînd în vedere să nu se acopere silueta avionului din faţă cu botul propriului avion. Orice avion aflat în faţă este lăsat totdeauna spre interiorul turului nostru de pistă. Pentru o bună apreciere a situaţiei de la sol şi din aer se urmăresc cu atenţie comenzile date de conducătorul de zbor celorlalte avioane şi răspunsurile piloţilor, precum şi celelalte convorbiri radio. Viteza în zbor orizontal este de 180—200 km/h. Cînd se ajunge la traversul T-ului de aterizare (fig. 7.15, poz. *2'*), se cere permisiunea pentru aterizare.

Pe latura mare a turului de pistă se urmăreşte: paralelismul dintre traiectoria zborului şi T (direcţia de decolare-aterizare); spaţiul aerian; activitatea de pe aerodrom; funcţionarea corectă a motorului după indicaţiile aparatelor de la bord.

La travers se scoate trenul, dacă acesta a fost băgat la decolare, se raportează şi se cere permisiunea de aterizare.

7.9. Virajul 3

Virajul 3 se execută cînd unghiul format de axa transversală a avionului (aripa) şi direcţia avion-T este de 45° (fig. 7.15, poz. *3*). Virajul se execută de 90° şi cu o înclinare pînă la 30°. Înainte de a executa virajul 3 se examinează: partea exterioară a turului de pistă, pentru a se vedea eventualele avioane care intră în turul de pistă venind din zonă; spaţiul din faţă şi din interiorul turului de pistă, pînă la aerodrom, pentru a se observa dacă nu sînt alte avioane în imediata apropiere. *Erorile în determinarea locului virajului 3 duc la greşeli în luarea prizei de aterizare.* Astfel, executarea cu întîrziere a virajului 3 duce la lungimea traiectoriei, ceea ce atrage după sine o îndelungată susţinere a pantei de aterizare cu motor. Executarea mai devreme scurtează panta de coborîre după virajul *4*, provocînd grabă în efectuarea manevrelor pe direcţia de aterizare şi de regulă se vine lung la aterizare sau se poate ajunge la ratarea aterizării.

În timpul virajului se acordă atenţie deosebită poziţiei botului avionului faţă de orizont, înclinării şi vitezei unghiulare, vitezei şi înălţimii de zbor. Se urmăreşte ca acţionarea comenzilor să se facă în mod coordonat, astfel ca execuţia virajului să fie corectă (bila la mijloc).

7.10. Virajul 4

Virajul 4 se execută în coborîre, cu înclinare variabilă, nu peste 30°, şi se începe cînd linia avion-T face un unghi de 15—20° cu direcţia T-ului de aterizare (fig. 7.15, poz. *4*). Viteza în timpul virajului este de 150—140 km/h. *De corectitudinea executării virajului 4 depinde realizarea în bune condiţiuni a pantei şi direcţiei de aterizare.* Înaintea începerii virajului trebuie observat cu atenţie culoarul de aterizare, pentru a ne convinge că nici un alt avion nu împiedică aterizarea.

Pe timpul virajului, atenţia trebuie îndreptată în mod deosebit asupra vitezei, înclinării şi momentului scoaterii din viraj, astfel ca să se vină la aterizare paralel cu direcţia T-ului şi în dreapta acestuia.

7.11. Coborîrea pe panta de aterizare

După scoaterea din virajul 4 pe direcţia semnelor de aterizare, se reduce motorul, se scoate flapsul la viteza de 140 km/h şi, se fixează panta, coborîndu-se cu 135—140 km/h. Forţele care acţionează asupra avionului pe panta de coborîre sînt cele arătate în fig. 7.16. **Se observă că atunci cînd** tracţiunea elicei T este pozitivă, panta este mai mică **(priză mai lungă)**, iar cînd $T \leq 0$, adică motorul este redus sau oprit complet, panta este mai accentuată **(priză** mai scurtă). Corectarea direcţiei pe panta de aterizare este permisă **numai** pînă la înălţimea de 50 m, prin înclinări şi devieri de la direcţie de maximum 15°.

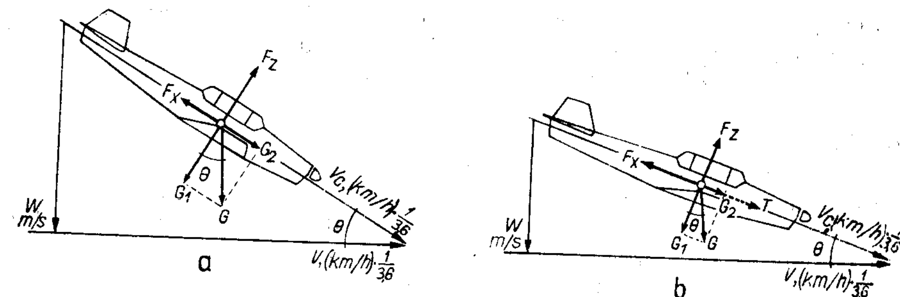


Fig. 7.16. Forţele principale care acţionează asupra avionului pe panta de coborîre:
a — coborîrea cu $T = 0$; $F_x = G_2$; $F_z = G_1$; $\text{tg}\ \theta = F_x/F_z = C_x/C_z = 1/(C_z/C_x) = 1/K$; rezultînd $D_M = HK_M$, K_M fiind fineţea aerodinamică maximă, D_M — distanţa maximă de planare, H — înălţimea de planare; zburînd cu V_{opt} se obţine θ_m, deci D_M; $\text{tg}\ \theta_m = 1/K_M$, *b* — coborîrea cu $T > 0$ (motor redus); $F_x = T + G_2$; $F_z = G_1$; $\text{tg}\ \theta = (1/K) - (T/G)$, cu cît tracţiunea T este mai mare, cu atît $\text{tg}\ \theta$ este mai mică, deci θ mai mic.

Greşeli caracteristice în luarea prizei de aterizare:

— după terminarea virajului 4 nu se vine corect pe direcţia de aterizare, paralel cu T-ul, ce trebuie să fie văzut permanent în partea stîngă, aceasta pentru că virajul 4 s-a executat prea devreme, ori prea tîrziu:

— în timpul planării avionul este derapat din cauză, că, neacţionîndu-se coordonat manşa cu palonierul la scoaterea avionului din viraj, a apărut deriva, care trebuie anulată;

— unghiul de coborîre este inconstant din cauză că nu se vizează permanent într-un singur loc înaintea şi în dreapta *T*-ului de aterizare şi nu se păstrează o viteză constantă;

— de asemenea erorile din virajul 3 duc la greşeli în venirea pe direcţie şi luarea prizei de aterizare.

7.12. Aterizarea

O aterizare bună este urmarea firească a unei prize corecte şi a unei pante de coborîre constante. După cum s-a mai arătat, panta de aterizare cu avionul ZLIN se realizează pe o traiectorie rectilinie, avînd trenul de aterizare şi flapsul scoase, iar viteza stabilizată la 135—140 km/h. Se coboară pînă la înălţimea de 6—7 m, cînd se „îndulceşte" panta de coborîre şi apoi se redresează avionul în aşa fel încît, la înălţimea de circa 1 m, avionul să înceapă *filarea*. Filarea avionului trebuie să se execute într-o permanentă şi uşoară apropiere de sol, ca urmare a scăderii treptate a vitezei, în care scop se trage manşa lin şi uniform, în raport cu scăderea vitezei avionului. Această trecere

treptată de la unghiuri de incidență mici ale aripii la cele maxime necesare pentru aterizare (aproape de incidența critică) trebuie să se execute progresiv, coordonînd comenzile în raport cu apropierea de sol, în așa fel încît luarea contactului cu acesta să se facă fără căderea accentuată (înfundarea) a avionului.

Privirea pilotului în timpul „filării" trebuie să alunece pe suprafața pămîntului, fără a se opri pe obiecte izolate sau denivelări ale solului, cuprinzînd un unghi de 15° în fața-stînga și la o distanță de 30—40 m. În timpul filării trebuie să se acorde o atenție deosebită înălțimii față de sol, direcției de aterizare, derapajului avionului și aducerii acestuia în poziția pe trei puncte (tren principal și bechie). Viteza de contact a avionului cu solul este de circa 90 km/h, iar aterizarea se execută pe trei puncte, cu manșa trasă aproape complet.

După luarea contactului cu solul, se trage manșa progresiv și complet spre înapoi, urmărind menținerea avionului pe direcție, cu palonierul în funcție de reperul ales și balizaj. În cazul unei rafale de vînt ce poate conduce la „umflarea" avionului, se oprește tragerea manșei și, dacă este necesar, se slăbește aceasta puțin pentru a păstra contactul cu solul.

În a doua parte a rulajului, cînd $V \leqslant 55$ km/h, se pot folosi frînele fără bruscări. După oprirea avionului din rulajul de aterizare, se pune ușor și progresiv motor, se degajează culoarul de aterizare virînd 90° spre culoarul neutru, se bagă flapsul și funcție de misiune sau ordinul conducătorului de zbor, se rulează la start sau la linia de alimentare sau staționare la hangar.

Ratarea aterizării. Se execută la ordinul conducătorului de zbor sau din proprie inițaitivă atunci cînd pista de aterizare este ocupată sau cînd s-a luat o priză de aterizare greșită, ce nu se mai poate corecta. *Ratarea este o procedură a aterizării și deci nu trebuie ezitat cînd situația o impune.* Ratarea se execută la orice înălțime, inclusiv din filare sau după contactul cu solul.

Pentru ratare se execută următoarele operații: se pune progresiv motorul în plin, pentru ca avionul în primul rînd să intre în viteză; dacă avionul a luat inițial contact cu solul, se desprinde de acesta la $V \geqslant 90$ km/h, *se face palierul pînă la* 125 km/h, *după care se trece în panta de urcare cu viteza de* 140 km/h; *dacă avionul este în aer în timpul ratării, după repunerea motorului în plin, se pune avionul la orizontală, se așteaptă ca viteza să crească la* 140 km/h, *apoi se pune în panta de urcare; la* $H \geqslant 50$ m, *se bagă flapsul în trepte (întîi la* 15° *apoi complet), păstrîndu-se viteza;* se reduce turația apoi la 2 680 rot/min și se continuă urcarea pînă la înălțimea de executare a virajului 1, după care se reintră într-un nou tur de pistă.

Greșeli ce se pot comite în timpul ratării aterizării: se redresează mai întîi avionul și apoi se mărește turația motorului, astfel că se poate ajunge la limita de viteză și chiar la angajare; nu se mărește turația motorului pînă la cea maximă, poziția scoasă a flapsului făcînd ca luarea înălțimii să se realizeze cu o viteză ascensională mică; nu se privește cu atenție solul și se permite astfel ca avionul să atingă prematur pămîntul cu roțile.

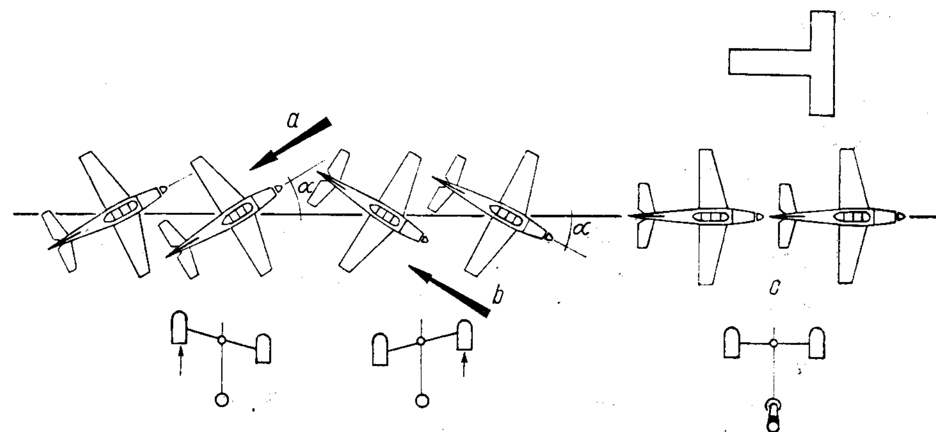


Fig. 7.17. Zborul cu contraderivă la aterizarea cu vînt lateral:
a — vînt din stînga; *b* — vînt din dreapta; *α* — unghi de contraderivă; *c* — redresarea mai jos ca obișnuit.

Aterizarea cu vînt lateral. Venirea la aterizare cu vînt lateral duce la apariția unei deviații de la traiectul normal, numită derivă, care se înlătură prin alegerea unui cap de aterizare (botul spre vînt) care să combată efectul vîntului (cap de contraderivă; fig. 7.17).

Piloții antrenați mai pot combate deriva și prin executarea unei glisade. Aceasta se face înclinînd avionul în partea de unde bate vîntul și menținîndu-l pe direcția de aterizare prin presarea palonierului din partea opusă înclinării (fig. 7.8 și v. § 8.3. „glisada").

Cînd se vine la aterizare cu contraderivă — cel mai indicat — se menține capul de aterizare modificat (mai mic dacă vîntul bate din stînga și mai mare dacă bate din dreapta) pe întreaga pantă, pînă la înălțimea de redresare, care în acest caz se reduce substanțial. La începutul redresării, cu ajutorul palonierului, se anulează contraderiva, astfel ca fuzejalul avionului să fie paralel cu direcția de aterizare. Dacă anularea contraderivei se face prea devreme, există riscul unei ieșiri din pista de decolare-aterizare datorită vîntului lateral, iar dacă se face prea tîrziu contactul cu solul va fi derapat.

Imediat după contactul cu solul, avionul are aceleași tendințe ca la decolare, cu precizarea că amplitudinea comenzilor de parare (manșa înspre vînt și palonierul opus vîntului) se mărește pe măsura reducerii vitezei de rulare.

Cînd vîntul lateral are intensitate mare este indicat ca deriva să fie anulată prin îmbinarea glisadei, cu modificarea capului de aterizare (contraderivă).

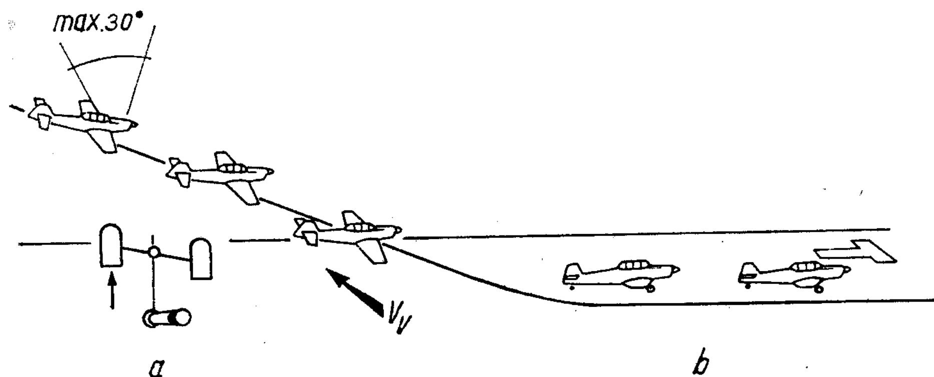


Fig. 7.18. Combaterea derivei la aterizare cu zborul glisat:
a — zbor glisat; *b* — redresarea şi filarea mai sus ca obişnuit, pentru a nu se risca contactul prematur cu solul.

Aterizarea cu flapsul escamotat. Aterizarea executată cu flapsul escamotat prezintă unele particularităţi faţă de aterizarea cu flapsul scos. Distanţa de aterizare a avionului cu flapsul escamotat se măreşte mult datorită creşterii fineţii aerodinamice. Viteza pe pantă se menţine tot la 135—140 km/h (fig. 7.19).

Trebuie avut în vedere că virajul 3 trebuie executat mai tîrziu, pentru faptul că panta de coborîre (planare) se va executa la un unghi θ mai mic, care determină mărirea lungimii de aterizare ($tg\ \theta = 1/K$, deci crescînd K, scade unghiul θ).

Greşeli caracteristice la aterizare. Greşelile caracteristice la aterizare sînt: redresarea înaltă „umflarea" şi bontul (saltul), care se produc datorită acţiunilor greşite ale pilotului pe timpul redresării, filării şi luării contactului cu solul. De obicei, aceste greşeli sînt o urmare a faptului că nu se priveşte corect în timpul redresării, filării şi luării contactului cu solul, ceea ce atrage după după sine greşita determinare a distanţei pînă la pămînt.

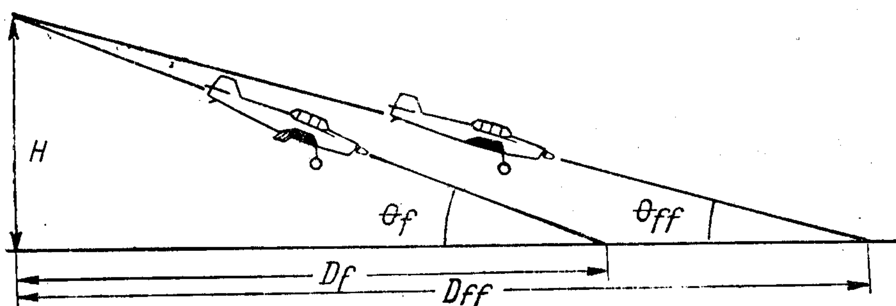


Fig. 7.19. Panta de aterizare cu flapsul escamotat şi cu flapsul scos:
θ_{ff} — unghiul de pantă cu flapsul escamotat; θ_f — unghiul de pantă cu flapsul scos; D_{ff} — distanţa de planare cu flapsul escamotat; D_f — distanţa de planare cu flapsul scos.

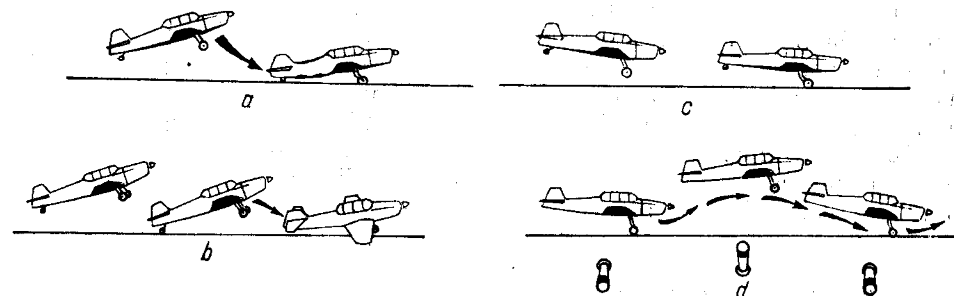


Fig. 7.20. Greşeli la aterizare:
a — redresare înaltă — manşă trasă prea devreme care duce la placarea avionului; se solicită serios toată celula; *b* — „umflarea" pe timpul redresării sau filării neremediată prin slăbirea manşei, fapt ce duce la contact iniţial cu bechia sau căderea pe un plan; *c* — contact prematur cu solul — nu s-a tras din timp de manşă; se solicită trenul de aterizare; *d* — bontisarea avionului datorită mişcărilor greşite — în contratimp — ale manşei.

Cînd se priveşte lateral în stînga prea aproape de avion, se creează impresia falsă că distanţa faţă de pămînt este mică (înălţime mică). Aceasta duce la redresarea înaltă (fig. 7.20, *a*) sau la „umflare" pe timpul filării (fig. 7.20, *b*).

Privind prea departe, se produce fenomenul invers, avînd ca urmare redresarea joasă şi incompletă, ceea ce conduce la contactul prematur cu solul (contact pe două roţi, fig. 7.20, *c*). Contactul prematur cu solul mai apare, cînd se vine lung la aterizare şi, nemaiţinîndu-se seamă de înălţime şi viteză, se forţează aşezarea avionului în dreptul semnelor de aterizare. De aici se poate ajunge uşor la „umflare" (pilotul trage de manşă) sau la bontisare, cînd se trage şi se împinge de manşă în contratimp cu mişcările avionului (se trage cînd avionul are tendinţa să urce şi se împinge cînd are tendinţa să pice, fig. 7.20, *d*).

Corectarea redresării înalte. Dacă s-a observat începerea redresării prea sus a avionului, aceasta trebuie încetată imediat prin oprirea manşei pe loc, dînd posibilitatea avionului, datorită scăderii vitezei, să coboare pînă la 0,75 m, după care se continuă aterizarea normal.

Dacă redresarea a fost terminată prea sus şi avionul continuă să se apropie de pămînt—se opreşte trasul de manşă şi numai după ce s-a ajuns la circa 0,75 m se continuă această manevră, ca, pe măsura apropierii avionului de sol, acesta să ia poziţia corectă de aterizare.

Dacă redresarea a fost terminată prea sus, dar avionul nu se apropie de pămînt, se presează lin de manşă spre înainte, atît cît este necesar ca avionul să înceapă din nou coborîrea, iar la aproximativ 0,75 m, printr-o tragere mai amplă de manşă, se dă avionului poziţia corectă pentru aterizare.

După o redresare înaltă, avionul se înfundă mai repede decît în cazul redresării normale, filarea micşorîndu-se evident sau neavînd loc (efectul solului este micşorat); de aceea se trage energic de manşă, pentru a da avionului poziţia corectă de aterizare pe trei puncte, fără însă a brusca comanda în profunzime.

Dacă redresarea s-a efectuat la înălțimea de 2 m sau mai sus și nu a fost corectată la timp, fără a ridica privirea de la pămînt, se mărește lin turația motorului pentru a asigura avionului viteza normală, se menține direcția de zbor și, continuîndu-se coborîrea, se aterizează normal reducîndu-se motorul. Dacă, după ce s-a mărit turația motorului, condițiile devin improprii aterizării (aterizarea este lungă, pista de aterizare nu s-a eliberat de un avion aterizat etc.), se execută un ușor palier, punîndu-se motorul în plin, iar cînd viteza a crescut la 120—130 km/h, se pleacă într-un nou tur de pistă.

Corectarea „umflării". Umflarea apare din următoarele cauze:

— viteză prea mare la apropierea de pămînt, de cele mai multe ori din cauză că se vine prea lung la aterizare;

— privirea este îndreptată prea aproape de bordul de atac al aripii;

— se trece prea tîrziu cu privirea din față, la pămînt în stînga botului avionului;

— se execută tîrziu redresarea, din care cauză aceasta se produce prin mișcarea bruscă și amplă a manșei spre înapoi și deci efortul pe manșă nu se mai poate doza coordonat cu apropierea avionului de sol;

— nu se reduce complet motorul;

— se execută mișcări bruște și mari cu manșa .

În clipa în care s-a observat „umflarea" avionului, se presează ușor pe manșă spre înainte, oprind îndepărtarea avionului de pămînt. Dacă avionul a fost „umflat" pînă la o înălțime ce nu depășește 1 m, manșa se oprește pe loc și, pe măsura apropierii ulterioare a avionului de pămînt, se continuă aterizarea normal. Dacă avionul a fost „umflat" la o înălțime mai mare de 1 m, se împinge scurt de manșă pentru a aduce avionul la înălțimea normală (0,75 m) și, pe măsura apropierii lui de pămînt, se continuă aterizarea normal.

După „umflare", avionul se apropie de pămînt cu o viteză verticală mai mare și deci manșa trebuie trasă înapoi corespunzător coborîrii, pentru a avea timpul necesar să se dea avionului poziția de aterizare pe trei puncte, de la înălțimea de 0,25 m. Se observă cu atenție direcția și înclinarea și nu se trage exagerat de manșă.

Dacă „umflarea" nu a fost oprită la timp și avionul s-a ridicat la înălțimea de 2 m sau mai sus, fără a se lua privirea de la pămînt, prin acționarea lină și coordonată a manșei și palonierului, se menține avionul în zbor stabil și, mărind lin dar ferm turația motorului, se execută palierul pentru creșterea vitezei la cea necesară pentru urcare și se ratează aterizarea, plecînd într-un nou tur de pistă.

Pilotul trebuie să fie hotărît în luarea deciziei de ratare, deoarece momentele de ezitare sau forțare a aterizării prin tragere de manșă de la înălțimea de peste 2 m, avionul aflîndu-se la viteză mică, poate duce la angajarea acestuia pe un plan sau la placare, ceea ce poate lăsa „amprente" în structura de rezistență a celulei sau a trenului de aterizare.

Corectarea bonturilor la aterizare. Bonturile apar în general din următoarele cauze:

— redresarea a fost terminată prea jos, ca urmare a unei filări făcute prea jos;

— s-a venit pe panta de aterizare cu viteză mare și mișcarea din manșă pentru aterizare nu a mai fost coordonată cu această viteză;

— s-a venit prea scurt la aterizare și cu viteză mică;

— s-a păstrat turația mare la motor în timpul redresării;

— s-a privit prea departe sau prea aproape în momentul redresării și începerii filării;

— s-a luat contact cu solul numai cu roțile principale, din acest moment începînd să se tragă și să se împingă de manșă cu mișcări necoordonate, cu evoluțiile avionului (v. fig. 7.20, *c* și *d*);

— lipsă de antrenament în determinarea înălțimii în ultima parte a pantei de aterizare.

Dacă avionul, în urma contactului cu solul, se înalță circa 0,50—0,75 m, manșa trebuie ținută pe loc, iar apoi, o dată cu coborîrea și apropierea avionului de pămînt, se trage treptat de manșă și se execută aterizarea normal, pe trei puncte, observînd cu atenție direcția, înclinarea și deriva avionului.

Dacă avionul, atingînd pămîntul, are tendința să sară mai sus decît înălțimea de filare normală, atunci, printr-o împingere proporțională a manșei se oprește avionul din urcare la înălțimea de 0,75 m și, pe măsura apropierii sale ulterioare de pămînt, se continuă aterizarea normal, pe trei puncte.

Dacă, după săritură, avionul are tendința să se încline pe un plan, printr-o împingere energică a manșei și palonierului în partea opusă, se oprește această tendință și apoi se aduc comenzile la mijloc, executînd aterizarea normal. Se precizează aici că acțiunea trebuie executată prompt la viteze mai mari decît cea de angajare, deoarece, în acest caz, dînd manșa invers, nu facem decît să precipităm angajarea, așa cum se arată la § 8.3.1.

8

ZBORUL ÎN ZONĂ — MANIABILITĂŢI

8.1. Zonele de maniabilităţi (de lucru)

Zborul în zonă se execută de regulă în dublă comandă şi apoi în simplă comandă, în scopul însuşirii şi perfecţionării tehnicii de executare a maniabilităţilor, a figurilor, de acrobaţie şi de înaltă acrobaţie. Prin *zonă de lucru* (pentru maniabilităţi sau acrobaţie) se înţelege spaţiul aerian corespunzător pe sol unei porţiuni de teren delimitate prin repere precise, preferabil de formă regulată (cerc, pătrat, elipsă etc.), aflate în zona aerodromului, dar în afara spaţiului activ de zbor, la distanţe ce variază între 5 şi 15 km.

Dimensiunile unei zone de lucru sînt variabile, dar în limite rezonabile, avîndu-se în vedere cerinţa ca din centrul zonei, de la înălţimea medie de evoluţie, să se poată plana fără motor pînă pe aerodrom.

De obicei, în jurul unui aerodrom de şcoală sînt stabilite 4—6 zone de lucru acrobatic, numerotate în sensul acelor ceasornicului, începînd cu direcţia nord. În afara numărului de ordine, zonele mai primesc şi denumiri legate de reperul principal din zonă, spre exemplu: zona *1* „satul Galbeni", zona *2* „la siloz", zona *3* „calea ferată" etc. (fig. 8.1). Toate aceste amănunte în existenţa şi folosirea zonelor de lucru au o deosebită importanţă privind securitatea zborurilor atunci cînd activitatea de zbor se desfăşoară la capacitatea maximă a aerodromului şi cînd comenzile conducătorului de zbor referitoare la ocuparea zonelor nu trebuie confundate.

Înălţimile minimă şi maximă de zbor în zone sînt variabile, funcţie de caracteristicile avioanelor din dotare, existenţa liniilor aeriene etc., dar cele minime vor fi superioare cu cel puţin 200—300 m înălţimii turului de pistă şi a înălţimii de zbor pe culoarele de acces la aerodrom.

Pentru fiecare zonă în parte se stabileşte capul magnetic de ducere în zonă şi de înapoiere la aerodrom. Plecarea de la aerodrom spre zona de lucru se face din turul de pistă, dintr-un punct stabilit specific fiecărei zone. Înapoierea din zonă la aerodrom se face tot prin turul de pistă, din punctul şi la înălţimea de zbor stabilite prin instrucţiunile de zbor ale aerodromului respectiv.

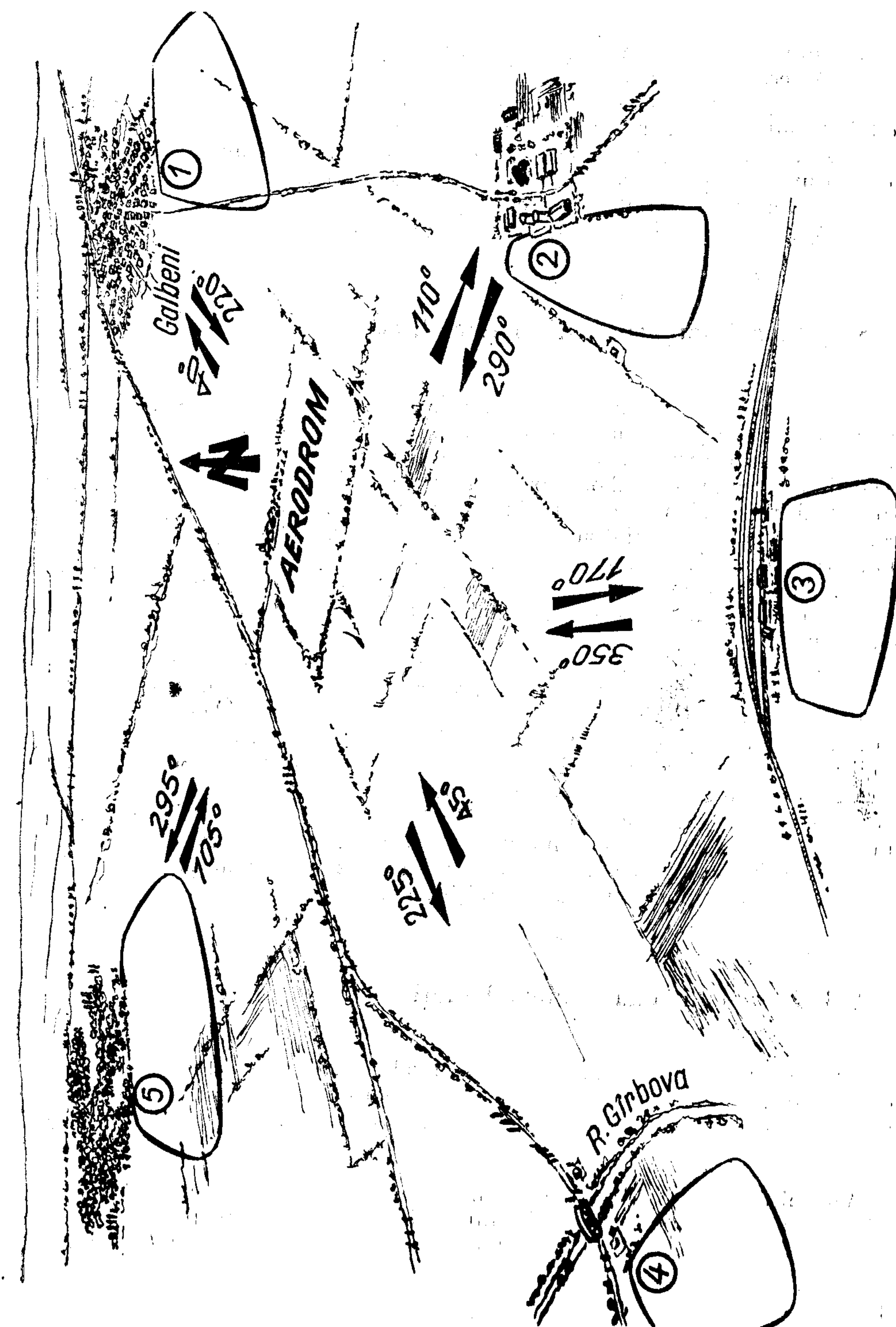


Fig. 8.1. Zonele de lucru:
1 — zona „satul Galbeni"; *2* — zona „la siloz"; *3* — zona „cale ferată"; *4* — zona „la pod"; *5* — zona „la pădure".

Înaintea executării unui zbor în zonă, elevul pilot trebuie:
— să recapituleze planul zborului;
— să-şi precizeze punctul de ieşire din turul de pistă şi să recapituleze modul de intrare în zonă şi caracteristicile acesteia;
— să cunoască capul magnetic de ducere şi înapoierea din zonă, terenurile de ajutor şi reperele de orientare în zona aerodromului;
— să aprecieze condiţiile meteorologice;
— să controleze şi să ia în primire avionul.

8.2. Zborul spre zona de maniabilităţi

După decolare se escamotează trenul de aterizare şi flapsul şi se stabileşte regimul de urcare pentru executarea turului de pistă. Din turul de pistă, în punctul stabilit pentru zona indicată, se iese prin viraj şi se îndreaptă spre zonă. Pe porţiunea rectilinie de zbor cuprinsă între turul de pistă şi zonă se continuă luarea înălţimii, pînă la cea stabilită pentru intrarea în zonă, şi se supraveghează permanent spaţiul aerian. În timpul urcării, elevul pilot urmăreşte cu atenţie parametrii de funcţionare ai motorului, verificînd indicaţiile aparatelor de bord în următoarea ordine: presiunea uleiului, presiunea benzinei, temperatura uleiului, temperatura chiulaselor, presiunea la admisie şi turaţia motorului.

Apropiindu-se de zonă, pilotul trebuie să aprecieze condiţiile meteorologice (plafonul şi vizibilitatea), să supravegheze spaţiul aerian şi să controleze dacă în zonă nu există alt avion. După ce a constatat că zona este liberă şi a ajuns la înălţimea ordonată, elevul pilot trece avionul în zbor orizontal, stabilind viteza, presiunea la admisie şi turaţia corespunzătoare. Se orientează avionul spre aerodrom, se echilibrează avionul cu ajutorul trimerelor de profundor şi direcţie şi se raportează conducătorului de zbor astfel: „startule, sînt ZBH în zona nr. 4 la înălţimea de 1 000 m, orientat, aprobaţi începerea lucrului". Primind aprobarea conducătorului de zbor, elevul pilot trece la executarea evoluţiilor, conform exerciţiului de zbor.

8.3. Zborul în zonă — maniabilităţi

Prin maniabilităţi se înţeleg, în general, următoarele evoluţii: virajul de 360° normal sau înclinat, optul orizontal normal sau mult înclinat. S-ul, virajul de luptă („peste umăr"), spirala în urcare sau coborîre, glisada, picajul şi şandela.

Virajul de 360° (fig. 8.2). Reprezintă zborul în cerc, în plan orizontal, cu înclinare şi viteză unghiulară constante. Virajul cu înclinare pînă la 45° se numeşte *viraj normal*, iar cel cu înclinare mai mare se numeşte *mult înclinat*.

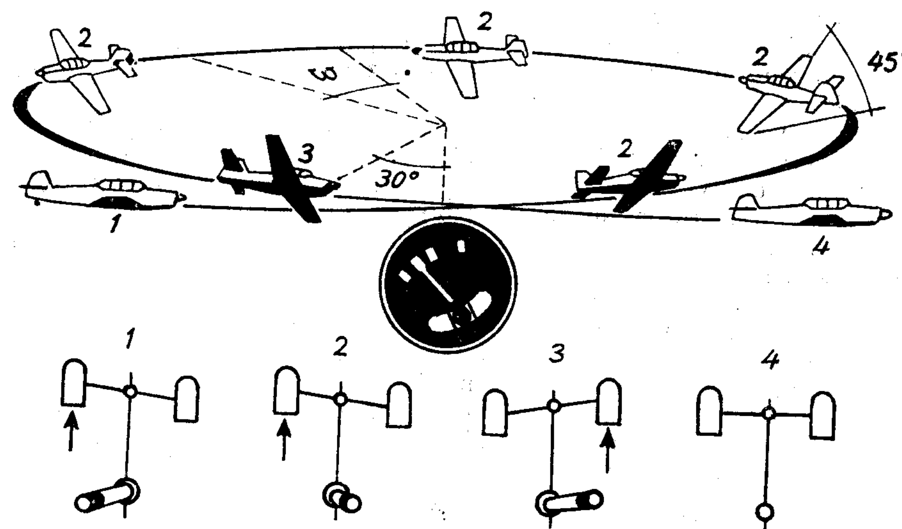


Fig. 8.2. Virajul de 360°:
1 — intrarea în viraj; *2* — susţinerea virajului; *3* — scoaterea din viraj cu 30° înainte de reper; *4* — zbor normal în linie dreaptă.

Înainte de a începe virajul elevul pilot trebuie:
— să controleze spaţiul aerian dacă este liber şi indicaţiile aparatelor de bord privind funcţionarea motorului;
— să-şi stabilească un reper terestru pentru menţinerea direcţiei la introducerea şi scoaterea din viraj;
— să stabilască turaţia şi viteza necesare.

Introducerea în virajul normal se face prin mişcarea simultană lină şi coordonată a manşei şi a palonierului, totodată trăgîndu-se puţin de manşă pentru ca avionul să nu pice de bot. Mărimea înclinării se controlează după poziţia aripii şi botului avionului faţă de orizont. După ce înclinarea şi viteza unghiulară au fost stabilite, susţinerea virajului se face prin trecerea manşei puţin în partea opusă înclinării, anulînd astfel tendinţa avionului de a-şi mări înclinarea.

În timpul virajului avionul este stabil şi numai în cazul cînd se trage prea mult de manşă începe să tremure (la viraje mult înclinate). Înclinarea pronunţată şi tragerea exagerată a manşei duc de regulă la angajarea avionului. De obicei tragerea exagerată a manşei se produce la primele zboruri în zonă, cînd pilotul nu este obişnuit încă cu viteza unghiulară constantă.

În cazul introducerii nereuşite în viraj este bine ca avionul să fie repus în zbor orizontal şi apoi reintrodus în viraj.

După ce virajul a devenit stabil, elevul pilot trebuie să insiste în mod deosebit asupra respectării următoarelor elemente:
— menţinerea poziţiei corecte a aripii şi capotei motorului faţă de orizont (cu manşa);

— menținerea înclinării stabilite (cu manșa);
— menținerea vitezei unghiulare de viraj (cu palonierul);
— controlul indicațiilor aparatelor (vitezometrul, variometrul, altimetrul, indicatorul de viraj și glisadă);
— supravegherea spațiului aerian, în special în partea virajului;
— observarea reperului la introducerea și scoaterea din viraj.

Cu aproximativ 25—30° înainte de a ajunge pe direcția reperului fixat, se începe scoaterea avionului din viraj prin mișcări coordonate ale manșei și palonierului în partea opusă înclinării (rotirii); în același timp manșa trebuie slăbită puțin în față, pentru a coborî botul avionului pînă la poziția corespunzătoare zborului orizontal.

Se precizează că în orice viraj botul avionului se ridică deasupra traiectoriei avionului, deoarece se trage de manșă pentru a mări unghiul de incidență al aripii, ceea ce are ca urmare mărirea lui F_{zv} (forța de portanță totală în viraj). Rezultă că în viraj orizontal, giroorizontul arată zbor cabrat (mai mult sau mai puțin), cu toate că se zboară la orizontală, lucru ce se verifică cu variometrul și altimetrul.

Greșeli caracteristice în virajul normal:
— turația motorului nu corespunde cu viteza în viraj a avionului și acesta pierde sau cîștigă în înălțime;
— înclinarea este inconstantă (mișcări de manșă);
— avionul nu este susținut în viraj cu manșa în mod corespunzător, din care cauză apare tendința măririi înclinării;
— viteză inconstantă datorită nesupravegherii vitezometrului și poziției orizontului sau pentru că se împinge sau se trage de manșă nejustificat;
— derapaj sau glisare la introducerea și scoaterea din viraj din cauza mișcării necoordonate a comenzilor;
— viteză de rotire prea mare din cauză că s-a dat prea mult palonier.

În virajul mult înclinat — peste 45° avionul se introduce la fel ca și într-un viraj obișnuit, prin mișcarea coordonată a comenzilor. Pe măsura înclinării, turația motorului se mărește, pentru a se menține viteza, astfel ca, la atingerea înclinării dorite, motorul să lucreze cu turație mărită. La apropierea de înclinarea dorită se micșorează apăsarea pe palonierul din partea virajului și se menține botul avionului pe orizont, prin apăsarea palonierului opus înclinării. La atingerea înclinării dorite, profundorul acționează și ca direcție (mărește viteza de rotire), iar direcția și ca profundor (ridică sau coboară botul avionului față de orizont), deci manșa în această situație servește și pentru a imprima viteza unghiulară a virajului, iar palonierul și pentru menținerea botului avionului pe orizont. Nu se admite tragerea prea puternică de manșă, deoarece unghiul de incidență al aripii poate crește peste i_{cr}, ceea ce conduce la angajarea avionului. Pentru ca înclinarea să nu se mărească este necesar să se ducă lin și atît cît este necesar manșa în partea opusă înclinării.

În timpul executării virajului mult înclinat elevul pilot urmărește:
— poziția botului avionului față de orizont, pentru menținerea vitezei și zborului orizontal;
— unghiul format de linia orizontului și de linia aripii, pentru menținerea înclinării constante.

Cu aproximativ 45° înainte de a ajunge pe direcția reperului ales se începe scoaterea din viraj, prin mișcări coordonate ale manșei și palonierului. Ridicarea botului avionului la scoaterea din viraj se evită prin împingerea manșei în diagonală spre înainte și reducerea treptată a turației motorului pentru a se menține viteza prescrisă pentru zborul orizontal. După stabilizarea avionului în zborul orizontal, comenzile se aduc în poziția normală.

Atenție! *Trebuie de reținut că viteza limită în viraj V_{Lv} este mai mare decît viteza limită în zbor orizontal.* Astfel, din relația $\cos\beta = V_L^2/V_{Lv}^2$, rezultă $V_{Lv} = V_L/\sqrt{\cos\beta}$. Deci, dacă, spre exemplu, $\beta = 60°$ și $V_L = 100$ km/h, rezultă $V_{Lv} = V_L/\sqrt{\cos\beta} = 100/\sqrt{1/2} = 141$ km/h, deci o creștere a vitezei limită în viraj față de viteza limită în zbor orizontal cu 41 km/h (41%).

Au fost cazuri cînd unii piloți, netinînd seamă de această creștere s-au angajat în viraje, rezultînd urmări grave, datorită virajelor mult înclinate și executate la înălțime mică, nemaifiind spațiu pentru scoaterea din angajare. În această situație de multe ori s-a precipitat angajarea, dîndu-se, complet neindicat, manșă brusc în partea opusă virajului, în loc să fie slăbită, fapt ce conduce la bracarea eleronului din partea virajului în jos, ceea ce face să crească unghiul de incidență peste i_{cr} pe porțiunea de plan unde se află eleronul, ce are ca urmare forțarea angajării în partea virajului.

Greșeli caracteristice în virajul mult înclinat:
— înclinarea exagerată a avionului în timpul virajului, cu pierdere de înălțime;
— înclinarea mică în viraj, cu presarea palonierului din partea opusă virajului, avionul glisînd și pierzînd viteză;
— tragerea exagerată de manșă în timpul virajului, avionul pierzînd din viteză; se pierde echilibrul transversal și este posibilă angajarea;
— turația motorului nu corespunde cu mărimea înclinării, avionul pierzînd din viteză și din înălțime;
— acționarea necoordonată a comenzilor la introducerea sau scoaterea din viraj, avionul derapînd sau glisînd;
— scoaterea din viraj prea devreme sau după depășirea reperului.

Optul orizontal (fig. 8.3). Această figură constă din executarea a două viraje de 360° opuse ca sens și care se execută prin trecerea lină și coordonată a avionului dintr-un viraj într-altul. Optul orizontal, la fel ca virajul de 360°, în raport de mărimea înclinării, poate fi *normal* sau mult *înclinat*. Pe timpul executării optului mult înclinat, la trecerea dintr-un viraj într-altul, mașa trebuie slăbită spre înainte, pentru a menține orizontala. Pentru menținerea vitezei constante pe măsura scoaterii din înclinare, se reduce din turația motorului, care apoi se mărește pe măsura creșterii înclinării din virajul următor. Tehnica de executare și greșelile caracteristice sînt aceleași ca la virajul de 360°.

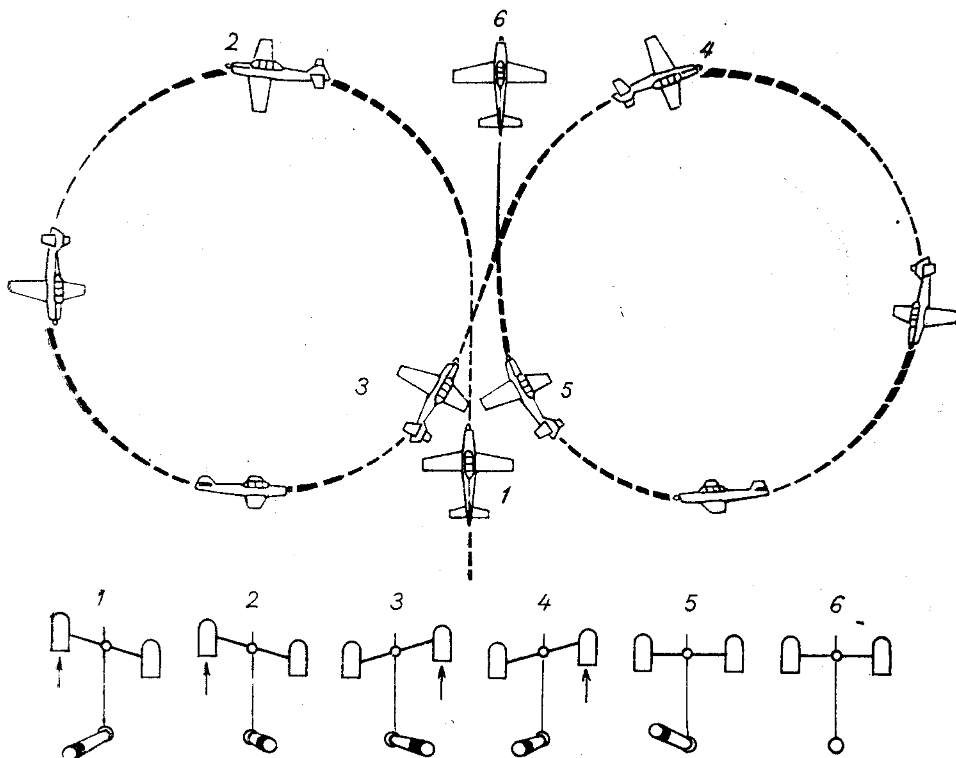


Fig. 8.3. Optul orizontal:
1 — intrarea în viraj; *2* — viraj pe stînga (susţinere cu manşa); *3* — trcerea din viraj pe stînga în viraj pe dreapta; *4* — viraj pe dreapta (susţinere cu manşa); *5* — terminarea optului; *6* — zbor normal orizontal.

S-ul (fig. 8.4). Această figură constă din două viraje de 180° de sens opus, legate între ele prin schimbare de înclinare lină şi armonioasă. S-ul poate fi executat atît în plan orizontal, cît şi în coborîre sau urcare. Tehnica de executare şi greşelile caracteristice sînt aceleaşi ca la viraje şi opturi.

Virajul de luptă („**peste umăr**", fig. 8.5). Reprezintă schimbarea cu 180° a sensului de zbor al avionului, cu cîştig maxim de înălţime şi scoaterea avionului din viraj pe noul sens de zbor, la o viteză care să nu fie mai mică decît cea de evoluţie.

Virajul de luptă se execută astfel: se alege un reper pentru scoaterea din viraj şi, mărind turaţia motorului, se lansează avionul pînă la viteza de introducere în viraj de 220 km/h, după care, prin tragerea hotărîtă (nu bruscă) şi progresivă a manşei, se trece avionul în pantă de urcare, înclinîndu-l în partea virajului şi dînd simultan palonier în aceeaşi parte. Pe măsură ce unghiul de pantă se măreşte, se accentuează şi inclinarea avionului, astfel încît unghiul de pantă şi cel de înclinare ajung la un moment dat de aproxi-

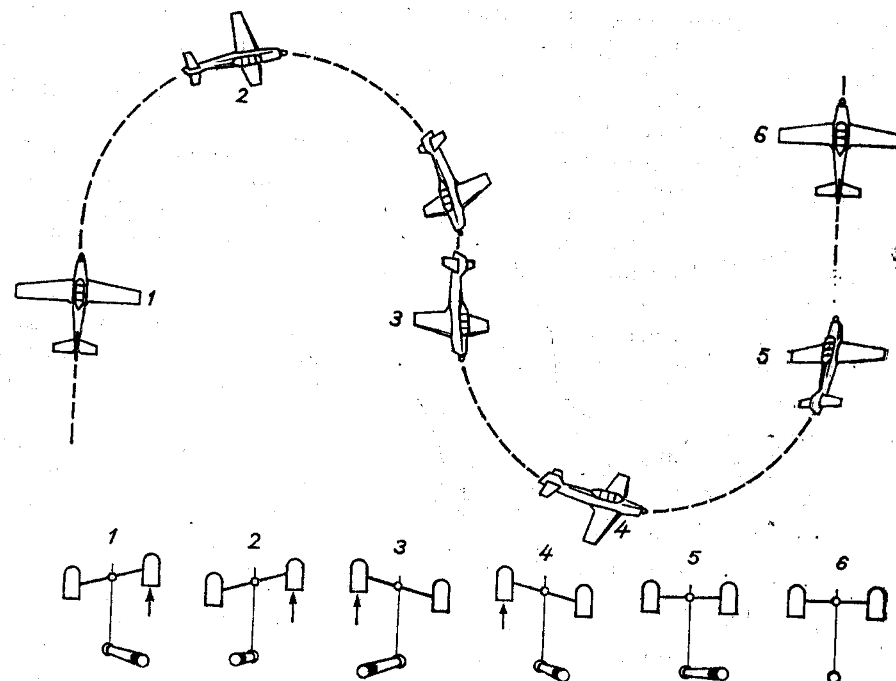


Fig. 8.4, S-ul orizontal:
1 — intrarea în viraj pe dreapta; *2* — viraj pe dreapta (susţinere cu manşa); *3* — trecerea în viraj pe stînga; *4* — viraj pe stînga (susţinere cu manşa); *5* — ieşirea din viraj; *6* — zbor normal orizontal.

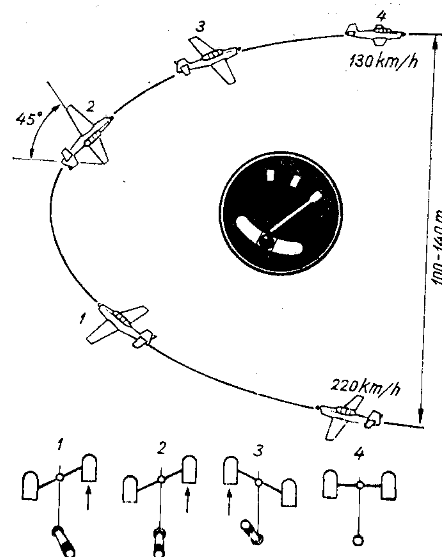


Fig. 8.5. Virajul de luptă:
1 — începerea virajului (manşă înclinată şi trasă, palonier împins în partea înclinării); *2* — manşă trasă mai pronunţat la mijloc, palonierul împins în continuare; *3* — ieşirea din viraj (se presează palonier invers şi manşa spre înainte şi în partea inversă); *4* — se readuc comenzile la mijloc pentru zborul normal.

mativ 50°. Pe măsura creşterii înclinării şi înălţimii se micşorează apăsarea pe palonier, urmărind permanent coordonarea celor două comenzi. Execuţia este similară cu cea a unui viraj înclinat, cu deosebirea că se ia şi înălţime. Cu 30—40° înainte de reperul stabilit, prin mişcarea hotărîtă şi coordonată a comenzilor, se începe scoaterea din viraj. Unghiul de urcare şi înclinare se micşorează simultan, prin împingerea progresivă pe diagonală, în partea opusă înclinării, şi slăbirea continuă a presiunii pe palonier, astfel ca exact pe direcţia reperului ales avionul să se găsească în zbor orizontal la 180° faţă de sensul iniţial, cu viteza minimă de 130 km/h şi turaţia corespunzătoare zborului orizontal. Înălţimea cîştigată într-un viraj de luptă corect este de aproximativ 100—140 m.

În timpul executării virajului de luptă se dă atenţie vitezei de zbor, vitezei unghiulare, înclinării şi acţionării coordcnate a comenzilor. În partea a doua a virajului de luptă, în atenţia pilotului intră şi reperul stabilit pentru scoaterea din viraj.

Deoarece unghiul de pantă este accentuat, mărimea înclinării avionului în timpul virajului de luptă poate fi apreciată şi privind poziţia botului avionului şi a aripii faţă de orizont. Controlul coordonării mişcărilor se realizează cu ajutorul indicatorului de viraj şi glisadă şi are o importanţă deosebită, deoarece poate apărea glisada, care duce la pierderea vitezei şi, implicit, la micşorarea unghiului de pantă, sau se poate produce derapajul, dacă nu s-a înclinat suficient şi s-a dat în schimb picior mult. În timpul executării virajului de luptă este important să se aleagă corect unghiul pantei de urcare, unghiul de înclinare şi viteza în viraj, care trebuie să corespundă cu viteza de introducere în viraj. Nerespectarea acestor elemente conduce la micşorarea vitezei de zbor sub cea de evoluţie încă înainte de terminarea virajului.

În cazul tragerii exagerate a manşei, avionul poate să „tremure", deficienţă ce se remediază prin slăbirea manşei pînă la încetarea tremuratului avionului. „Tremuratul" se explică prin faptul că, în timpul apropierii de $\sphericalangle i_{cr}$, sînt zone ale aripii unde se atinge prematur sau chiar se depăşeşte $\sphericalangle i_{cr}$ local, datorită unor imperfecţiuni în fabricarea profilului aripii, deformaţiilor şi asperităţiilor de uzură ale suprafeţei de contact a acesteia cu aerul în mişcare, sau zborului incorect — derapat sau înclinat — etc. Datorită acestor cauze apar desprinderi premature de fileuri, în special de pe extradosul profilului aerodinamic al aripii, care produc tremurarea întregului avion. Acest simptom avertizează pe pilot asupra iminentei apariţii a $< i_{cr}$ în zborul respectiv şi-l face atent că trebuie să slăbească imediat manşa, pentru a se îndepărta de acest unghi, în acest caz dispărînd şi tremuratul nedorit al aripii.

Astăzi, majoritatea avioanelor au la bord sisteme care avertizează apropierea de $\sphericalangle i_{cr}$ (aprinderea unei lumini, claxon, tremurat de manşă etc.). În cazul avionului ZLIN 726, în cabina din faţă se află un avertizor roşu care are acest rol (v. fig. 1.8, *a*, poz. *43*).

Greşeli caracteristice în timpul virajului de luptă:

— se trage prea mult de manşă, avionul pierde viteza şi stabilitatea, angajîndu-se;

— viteza de introducere în viraj este mică, din care cauză nu se cîştigă înălţimea dorită;

— înclinarea este prea mare sau prea mică, datorită necoordonării comenzilor cu poziţia avionului faţă de orizont şi faţă de reperul ales.

Spirala. Este zborul avionului într-un viraj continuu, în coborîre sau în urcare, cu înclinare şi viteză constante, evoluţia apărînd în spaţiu ca un tirbuşon gigantic. Spirala ascendentă sau descendentă cu o înclinare pînă la 45° se numeşte *normală*, iar cea cu o înclinare mai mare se numeşte *spirală mult înclinată*.

Acţionarea comenzilor pentru executarea spiralei este aceeaşi ca în viraj. Pentru executarea spiralei în coborîre (fig. 8.6, *a*) se reduce motorul, se stabileşte vitezele descendentă W şi de înaintare V corespunzătoare zborului planat stabilizat şi, prin mişcarea coordonată a manşei şi palonierului, se introduce avionul în spirală în partea dorită. După stabilirea înclinării, se revine cu manşa puţin în partea opusă înclinării, pentru anularea tendinţei avionului de a-şi mări înclinarea şi viteza unghiulară. În timpul introducerii şi executării spiralei, elevul pilot controlează corectitudinea operaţiilor după vitezometru, variometru şi indicatorul de viraj şi glisadă. Cînd se schimbă sensul spiralei, se mai pune puţin motor pentru ca chiulasa să nu se răcească prea tare.

În timpul executării spiralei menţinerea constantă a vitezei se face prin mărirea sau micşorarea unghiului de pantă.

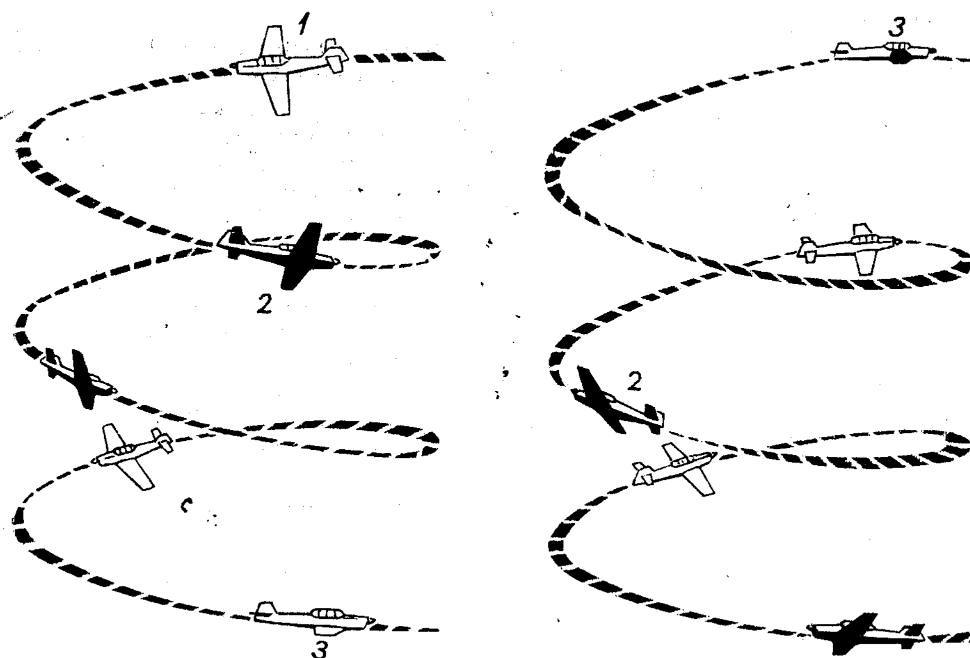
Glisada. Glisada este coborîrea în linie dreaptă cu avionul înclinat, cu o tracţiune minimă sau fără, în timpul căreia axa longitudinală a avionului nu coincide cu direcţia de zbor (fig. 8.7).

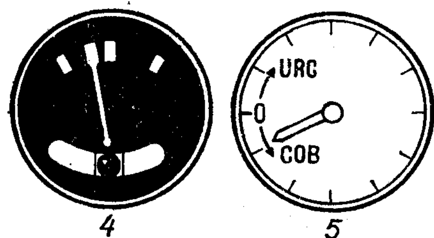
În glisadă, avionul coboară pe o pantă mai accentuată decît în zbor planat şi aceasta se foloseşte, pentru corectarea prizei de aterizare pînă la înălţimea de 50 m, cu viteza de 140 km/h, trenul scos şi flapsul bracat la 30°. Tehnica executării glisadei se însuşeşte în zona de maniabilităţi.

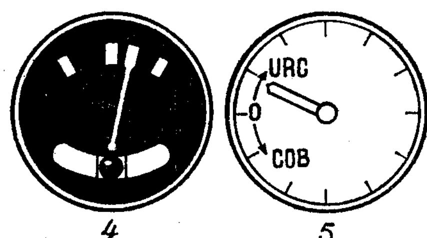
Înainte de introducerea avionului în glisadă se alege un reper, se reduce motorul şi se stabileşte viteza de planare la 140 km/h. După stabilirea regimului de zbor planat, se deplasează axa avionului cu 10—15° faţă de direcţia de zbor, cu ajutorul palonierului din partea opusă glisadei şi concomitent prin mişcarea lină a manşei, se înclină avionul în partea glisadei. Prin apăsarea în continuare a palonierului din partea opusă glisadei se anulează tendinţa de a vira în partea înclinării, menţinîndu-se avionul în linie dreaptă de zbor în coborîre. Direcţia de zbor în glisadă se menţine după reperul ales, viteza după vitezometru şi poziţia botului faţă de orizont, iar înclinarea, care nu trebuie să depăşească 30°, după unghiul format între linia aripii şi linia orizontului. Dacă înclinarea este prea mare, avionul tinde să vireze şi îşi măreşte viteza.

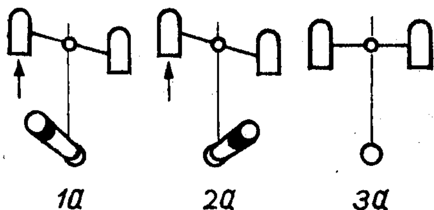
Scoaterea din glisadă se face prin ducerea manşei în partea opusă înclinării, concomitent cu readucerea palonierului la mijloc; apoi, după stabilirea direcţiei dorite de zbor planat, comenzile se aduc în poziţie neutră supraveghîndu-se în continuare direcţia şi viteza.

Una dintre greşelile frecvente în executarea glisadei este aceea cînd, neacţionînd corect palonierul (slăbindu-l), avionul se abate de la direcţia de zbor, virînd.









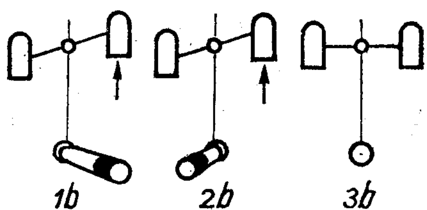


Fig. 8.6. Spirala:

a — spirală în coborîre; b — spirală în urcare; 1 — intrarea în spirală; 2 — menținerea în spirală; 3 — ieșirea din spirală; 4 — indicatorul de viraj și glisadă; 5 — variometrul.

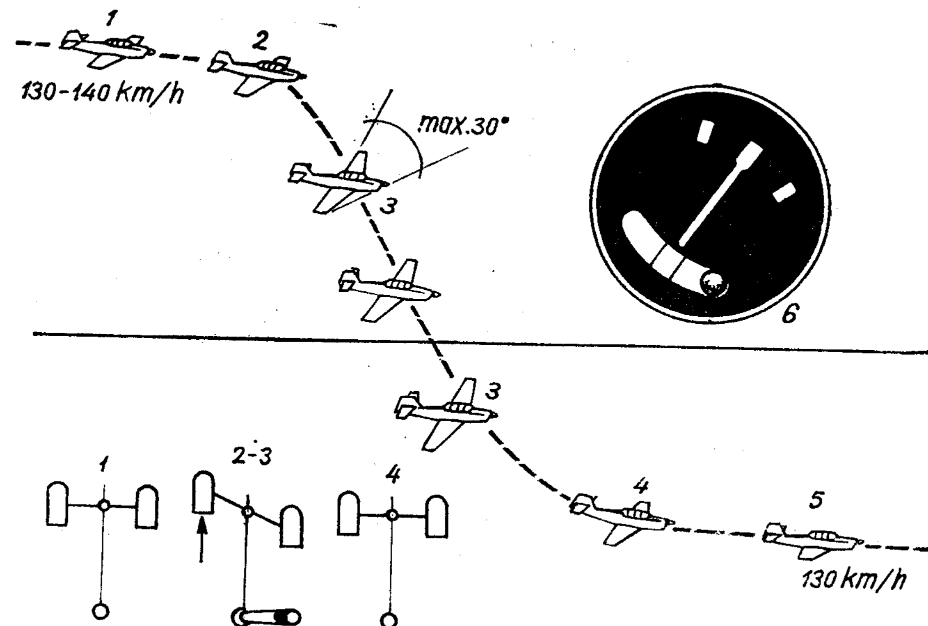


Fig. 8.7. Glisada:

1 — zbor orizontal; 2 — intrarea în glisadă; 3 — glisadă ($\beta \leqslant 30°$); 4 — scoaterea din glisadă la $H \geqslant 50$ m; 5 — zbor orizontal; 6 — indicatorul de viraj și glisadă pe timpul glisadei.

În afară de acest tip de glisadă, care se numește cu *„botul jos"*, mai există glisada cu *„botul sus"*, normală sau virată. Aceasta se execută numai după un antrenament bine pus la punct în felul următor: se reduce viteza la 130 km/h, cînd, vizînd reperul, se înclină avionul peste 45°, în același timp presînd palonierul opus înclinării. Avionul va ridica botul și va glisa vertiginos pe un plan. Dacă avionul are tendința de a vira, se presează mai mult palonierul și, dacă este necesar, se împinge manșa spre înainte pînă încetează virarea. Dacă se dorește ca glisada să fie virată, atunci se slăbește din manșă sau eventual se trage puțin. La 50 m se scoate din glisadă prin mișcarea energică a manșei în sens invers și spre înainte (botul a fost sus), totodată readucînu-se palonierul la mijloc. Atenția în timpul executării glisadei treuie să fie deosebită, deoarece comenzile care se dau sînt încrucișate.

Picajul. Picajul (fig. 8.8) este zborul avionului pe o traiectorie descendentă la unghiuri cuprinse între 30 și 90°. Picajul la unghiuri de coborîre de 65—90° se numește *picaj la verticală*. De regulă, picajul este însoțit de creșterea vitezei de zbor. Picajul se poate executa cu motor sau fără motor, în nici un caz însă nu se permite depășirea vitezei maxime admise în picaj, stabilită de către constructor și specificată în cartea tehnică a avionului.

Picajul se folosește în următoarele cazuri:

— cînd este necesar să se piardă rapid înălțimea de zbor;

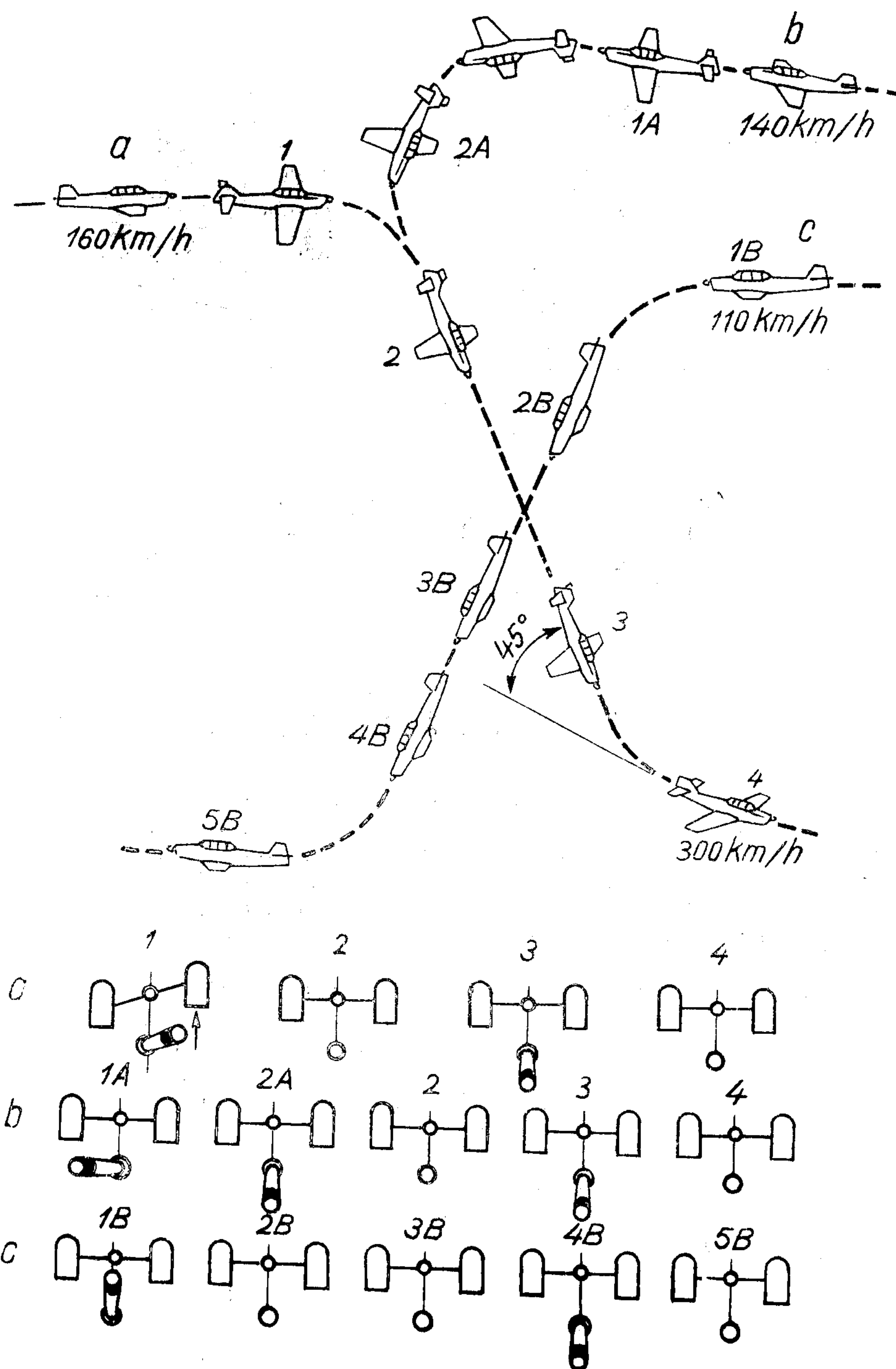


Fig. 8.8. Picajul:
a – picajul din viraj; b – picajul din răsturnare; c – picajul din zbor orizontal.

— pentru obținerea vitezei necesare executării figurilor acrobatice.

Introducerea în picaj se poate executa:

— din zbor orizontal, cînd picajul se face la un unghi de maxim 45° (fig. 8.8, *c*);

— din viraj în coborîre (fig. 8.8, *a*);

— din răsturnare (fig. 8.8, *b*).

Este preferabil ca introducerea în picaj să se execute din viraj în coborîre, deoarece este mai ușor de stabilit unghiul de picaj dorit și se evită suprasarcinile negative.

Pentru introducerea în picaj se stabilește reperul de lucru și se reduce complet motorul; apoi, prin mișcări line și coordonate de manșă și palonier, se introduce avionul în viraj în coborîre, cu o înclinare ce nu trebuie să depășească 60°. La atingerea unghiului de picaj dorit, avionul se scoate din înclinare pe direcția reperului și se menține traiectoria dreaptă a picajului. În timpul picajului se urmărește să nu apară înclinări, virări sau glisade, controlînd traiectoria dreaptă după indicatorul de viraj și glisadă, după suprafața solului și reperele terestre.

Redresarea avionului din picaj se execută prin tragerea lină, dar fermă a manșei. Redresînd din picaj la viteză mare prin mișcarea bruscă a manșei spre înapoi, pot apărea suprasarcini mari, nedorite de pilot și neindicate pentru avion. Dacă la tragerea de manșă avionul începe să tremure, indicînd că s-a apropiat de i_{cr}, este necesar să se slăbească manșa pînă la dispariția tremuratului, după care se va continua mișcarea de redresare a avionului din picaj. Cu cît unghiul de picaj și viteza sînt mai mari, cu atît raza curbei de redresare din picaj va fi mai mare.

Greșeli caracteristice la picaj:

— se introduce brusc în picaj, ceea ce creează suprasarcini negative mari;

— nu se menține constant unghiul de picaj fixat;

— nu se iese la înălțimea stabilită pentru că nu se ține seamă de înălțimea ce se pierde în timpul redresării;

— se redresează din picaj cu tragerea bruscă a manșei, luînd naștere astfel suprasarcini mari; avionul devine instabil, tremură, se balansează de pe un plan pe altul, pierde viteza și se angajează; neapărat în această situație trebuie slăbită manșa pînă la dispariția tremuratului și recîștigarea stabilității avionului.

Șandela. Șandela (fig. 8.9) este zborului avionului pe o traiectorie rectilinie ascendentă la unghiuri cuprinse între 40 și 65°, în scopul cîștigului rapid de înălțime. Șandela se execută folosind întreaga putere a motorului și viteza suplimentară obținută prin picaj ușor.

Înainte de a introduce avionul în șandelă trebuie să se mărească turația motorului pînă la cea maximă, să se mărească progresiv viteza de zbor, imprimînd avionului o ușoară coborîre pînă la atingerea vitezei de 250 km/h.

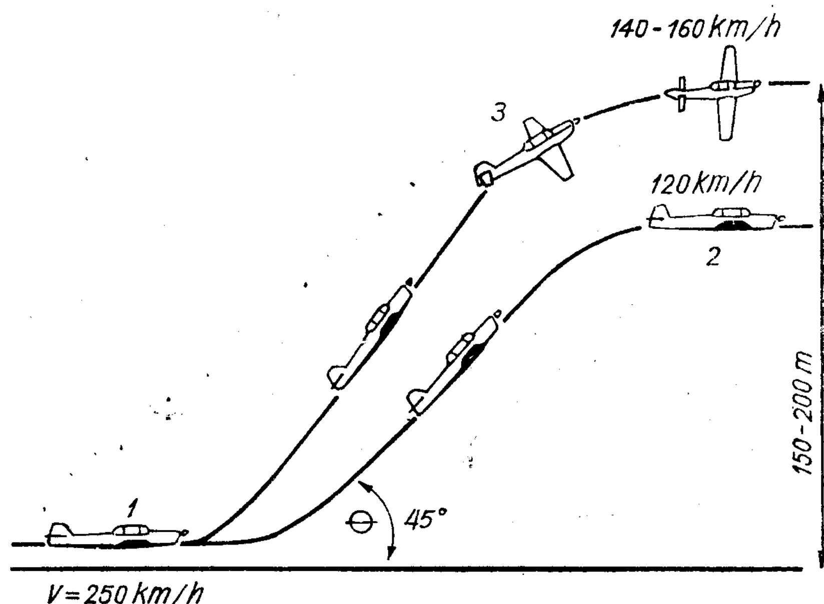


Fig. 8.9. Şandela:

1 — intrarea în şandelă; 2 — scoaterea din şandelă prin împingerea lină a manşei ($\theta \leq 45°$); 3 — scoaterea din şandelă prin viraj de luptă ($\theta > 45°$).

Introducerea în şandelă se realizează prin tragerea lină, dar fermă a manşei, pînă cînd avionul ia unghiul de pantă dorit. Datorită efectului profundorului, avionul va avea tendinţa de a-şi mări în continuare unghiul de pantă. În acest caz se încetează presiunea manşei spre înapoi şi, prin revenirea acesteia în poziţia neutră, se fixează avionul pe traiectoria dorită de cabraj.

Controlul menţinerii unghiului de pantă se realizează prin observarea liniei orizontului sau a solului faţă de axa longitudinală a avionului sau urmărindu-se poziţia avionului faţă de nori sau soare.

Scoaterea avionului din şandelă şi trecerea în zbor orizontal se face înainte de atingerea vitezei de evoluţie la orizontală, prin împingerea lină a manşei.

Greşeli caracteristice la şandelă:

— viteza de introducere în şandelă este mică, avionul pierde repede viteza şi se poate angaja;

— se trage exagerat şi brusc de manşă, avionul pierde repede viteza, tremură (se ajunge sau se depăşeşte i_{cr}) şi avionul se poate angaja;

— comanda de scoatere se dă la viteză mică, sub 140 km/h, şi avionul se poate angaja înainte de a ajunge la zborul orizontal;

— nu se menţine constant unghiul de pantă datorită mişcării nejustificate a manşei, după stabilirea traiectoriei ascendente.

8.4. Coborîrea din zonă

La terminarea lucrului în zonă, elevul pilot îşi verifică poziţia faţă de aerodrom şi cere permisiunea prin radio, conducătorului de zbor, să înceapă coborîrea şi să părăsească zona de lucru. La primirea aprobării, funcţie de înălţimea la care se află, elevul pilot coboară în spirală sau se îndreaptă în pantă de coborîre spre turul de pistă. La atingerea înlăţimii de intrare în turul de pistă şi la distanţă de acesta cere aprobarea conducătorului de zbor de a intra în turul de pistă în locul stabilit, după ce s-a asigurat că nu afectează cu nimic zborul celorlalte avioane aflate în tur de pistă. În locul stabilit prin instrucţiunile de aerodrom raportează scoaterea trenului şi cere aprobarea de aterizare.

9

ZBORUL PE TRAIECT

9.1. Generalităţi

În sistemul de pregătire a piloţilor de orice categorie, navigaţia aeriană constituie unul dintre elementele principale care determină gradul de perfecţionare profesională a acestora. Baza navigaţiei aeriene o constituie menţinerea în tot timpul zborului a regimului de navigaţie calculat şi permanenta orientare în zbor. Prin menţinerea regimului de navigaţie se înţelege menţinerea direcţiei, vitezei şi a înălţimii de zbor. Prin menţinerea orientării se înţelege cunoaşterea de către pilot (echipaj) a poziţiei avionului faţă de reperele de pe sol, în cursul întregului zbor.

În scopul menţinerii orientării şi a controlului regimului de navigaţie al zborului, echipajul execută diferite determinări de navigaţie în zbor. Dintre acestea se citează:

— determinarea capului compas, a derivei, a direcţiei reale de zbor, a direcţiei şi intensităţii vîntului, a timpului de zbor, a vitezei şi înălţimii de zbor;

— determinarea distanţelor pînă la diferite repere şi a altor date necesare pentru calcularea şi trasarea pe hartă a poziţiei avionului;

— determinarea poziţiei avionului prin diferite metode.

Orientarea în zbor se execută de către echipaj „la vedere" sau cu ajutorul instrumentelor (mijloacele radiotehnice). Orientarea la vedere este mai simplă, nu cere instalaţii speciale la sol şi la bordul avionului, însă se limitează la zborurile deasupra unui teren cu repere caracteristice şi în condiţiile unei bune vizibilităţi a suprafeţei solului, care să dea posibilitatea pilotului să cerceteze amănunţit terenul deasupra căruia zboară avionul şi să-l compare cu harta. Orientarea cu întebuinţarea mijloacelor radiotehnice trebuie însă folosită cu precădere, deoarece aceasta permite executarea celor mai complicate zboruri, în orice condiţii meteorologice, ziua sau noaptea.

Navigaţia aeriană precisă se asigură prin: efectuarea corectă a calculelor zborului; studierea temeinică a traiectului de zbor; cunoaşterea perfectă a instalaţiilor radiotehnice de la bord şi terestre şi lucrul corect cu acestea; cunoaşterea precisă a mijloacelor radiotehnice cu indicative, frecvenţe şi dispu-

nerea lor pe aerodromurile vecine sau din apropierea traiectului; executarea unui antrenament sistematic în recepţionarea semnalelor emise de staţiile respective şi folosirea practică a instalaţiilor speciale de la bord şi terestre; pregătirea minuţioasă şi controlul riguros al echipamentului de la bord şi a tuturor instalaţiilor necesare executării navigaţiei aeriene; studierea amănunţită a datelor şi prevederilor meteo pe toată durata zborului şi pe tot parcursul traiectului, pentru a evita în timpul zborului zonele cu fenomene meteorologice mai complicate decît cele pentru care echipajul este pregătit să zboare.

9.2. Pregătirea de navigaţie

Pregătirea de navigaţie se împarte în două părţi principale: pregătirea *teoretică la sol* şi pregătirea *practică în zbor*. Pregătirea teoretică la sol are drept scop să dea personalului navigant cunoştinţele necesare care constituie baza executării practice a zborurilor. Executarea practică a navigaţiei aeriene are drept scop formarea unor deprinderi practice la personalul navigant, care să asigure precizia şi securitatea zborurilor pe traiect. Necesitatea executării zborurilor pe orice timp, în condiţii de vizibilitate redusă, ziua şi noaptea, la înălţimi şi viteze mari, cer din partea piloţilor deprinderi practice care trebuie formate încă din şcoală. Aceste deprinderi permit pilotului să determine rapid şi precis locul unde se află avionul şi direcţia de zbor necesară, dînd posibilitate acestuia să rezolve şi alte probleme ce apar în zbor. Formarea şi perfecţionarea deprinderilor se efectuează la sol şi în aer, pe avioane de şcoală şi antrenament. Pentru formarea deprinderilor în zborurile pe traiect este necesar ca acestea să se desfăşoare mai întîi pe avioane de şcoală în dublă comandă.

Instructorul de zbor acordă elevului deplină libertate de acţiune, intervenind numai atunci cînd observă că acesta s-a abătut de la traiect şi nu mai poate determina poziţia avionului pentru revenirea la traiect. Pe măsură ce elevul capătă deprinderea de a executa orientarea la vedere, determinînd cu precizie poziţia avionului, se va trece la folosirea aparatelor radiotehnice de navigaţie aeriană, atît în executarea zborului pe traiect, cît şi la determinarea poziţiei avionului şi pentru restabilirea orientării în cazul cînd aceasta a fost pierdută. Încrederea deplină în forţele sale, elevul o capătă numai atunci cînd va executa zboruri în simplă comandă, aceasta constituind baza instruirii elevilor şi piloţilor în navigaţia aeriană.

Pentru aceasta, după ce elevii dovedesc că şi-au însuşit în bune condiţii orientarea la vedere şi ştiu să folosească just mijloacele de navigaţie radio, atît cele de la bordul avionului, cît şi cele terestre, li se va permite să execute zboruri pe traiect în celulă în calitate de cap de formaţie, instructorul luînd locul coechipierului, sau în simplă comandă.

9.3. Orientarea la vedere

Orientarea la vedere se numeşte determinarea permanentă a poziţiei avionului prin confruntarea hărţii cu reperele identificate în teren. Orientarea la vedere se foloseşte pentru controlul drumului, pentru determinarea elementelor de navigaţie şi căutarea reperelor în scopul executării zborului propus. Zborul în zonele aerodromului se execută de regulă cu orientarea la vedere. Pentru a intra însă cu precizie înr-una din zonele indicate cu ajutorul acestei orientări este necesar să se cunoască la perfecţie regiunea de zbor, cu toate reperele şi caracteristicile sale. De asemenea, elevul trebuie să ştie să identifice aerodromul propriu în orice condiţii de timp, din orice direcţie şi de la orice înălţime.

Pentru buna reuşită a zborurilor pe traiect în care se foloseşte orientarea la vedere, pilotul trebuie să acorde o atenţie deosebită cunoaşterii amănunţite a detaliilor caracteristice anumitor repere, precum şi distanţa şi timpul de zbor de la aceste repere pînă la aerodrom. Reperele cele mai importante sînt: rîurile, lacurile, şoselele principale, căile ferate şi localităţile mai mari. Pentru identificarea unora dintre aceste repere este necesar să se aibă în vedere anumite considerente.

Astfel, pentru identificarea rîurilor se are în vedere lăţimea lor, forma malurilor, dacă au un curs drept sau cu multe coturi, ce afluenţi au pe dreapta şi pe stînga, locul de vărsare a acestora în rîul principal, orientarea generală a rîului faţă de punctele cardinale, unghiul pe care-l face rîul respectiv cu traiectul, oraşele şi localităţile mari aşezate pe aceste rîuri, precum şi punctele unde aceste rîuri sînt traversate de poduri de cale ferată sau de şosele.

Pentru identificarea lacurilor se ţine seamă de forma şi dimensiunile acestora, de vegetaţia din jur, localităţile din apropiere şi plasarea lor faţă de lac şi punctele cardinale, precum şi de şoselele sau căile ferate ce eventual trec prin apropierea acestor lacuri.

Atît la rîuri, cît şi la lacuri se au în vedere schimbările ce survin în diferite anotimpuri. În iernile cu geruri şi zăpezi mari, apele îngheaţă şi, fiind acoperite de zăpadă multă, nu se mai deosebesc de restul terenului înconjurător. Doar rîurile cu maluri înalte sau fluviile se disting mai bine după conturul malurilor. Vara, multe din pîraie seacă cu desăvîrşire, iar debitul rîurilor mai mari scade foarte mult, la fel ca şi nivelul celor mai multe lacuri. Rîurile şi lacurile se văd de la distanţe mari datorită luciului apei.

Şoselele se identifică după construcţia şi îmbrăcămintea lor (asfaltate, pietruite etc.), după orientarea lor, după unghiul pe care-l fac cu traiectul, după întretăierile cu rîurile şi căile ferate şi după localităţile prin care trec. Şoselele se deosebesc de căile ferate prin coturile mai bruşte pe care le fac şi prin culoarea mai deschisă. Iarna şoselele, în funcţie de învelişul de zăpadă şi de intensitatea circulaţiei, au o culoare mai închisă, identificîndu-se mai uşor atunci cînd zăpada este proaspătă şi circulaţia intensă. Drumurile de ţară îşi schimbă adesea aspectul şi direcţia, mai ales iarna, şi din cauza aceasta orientarea după ele este mai dificilă. Căile ferate se identifică după orientarea lor, dacă sînt duble sau simple, după gările şi localităţile pe unde trec, după întretăierile cu rîurile sau şoselele şi unghiul pe care-l fac cu acestea şi, de asemenea, după unghiul pe care-l fac cu traiectul şi după anumite construcţii din gări (magazii, silozuri etc.) În regiunile împădurite, căile ferate se disting numai în cazul observării de la verticala lor.

Oraşele se identifică după formă şi dimensiuni, după anumite construcţii ce ies din comun, după numărul şoselelor şi căilor ferate care trec prin oraş, după felul cum sînt aşezate faţă de rîuri, şosele şi căi ferate. Localităţile mari se văd bine de la mari distanţe, sub forma unor pete întunecate pe fondul general al terenului. Oraşele industriale se pot identifica şi după fumul fabricilor. Localităţile mici se identifică de la distanţe mai mici, după direcţia străzilor principale şi după construcţiile mai mari (şcoli, biserici etc.).

Pădurile se disting pe teren sub formă de pete mai întunecate decît fondul terenului înconjurător. Iarna, contrastul este mai mare, ceea ce dă posibilitatea să fie observate de la distanţe mai mari. Zilele cu nebulozităţi parţiale pot naşte confuzii, umbrele norilor, proiectîndu-se pe sol, dau de la distanţă impresia unor păduri.

În regiunile muntoase se folosesc ca repere piscurile izolate ale munţilor şi defilerurile. În cîmpie cele mai bune repere sînt văile înguste.

O cunoaştere precisă a regiunii în care se execută zboruri, micşorează durata de pregătire a fiecăriu raid, uşurează orientarea la vedere, evită pierderea orientării şi uşurează restabilirea ei atunci cînd, din diferite motive, a fost pierdută.

În scopul unei bune desfăşurări a pregătirii teoretice la sol, piloţii trebuie să posede materialele necesare navigaţiei aeriene: porthartă; hărţi la scara 1:500 000, 1:200 000; riglă,; raportor, compas; riglă de calcul de navigaţie; trusă de creioane colorate, gumă; tabel cu frecvenţele şi indicativele staţiilor de radionavigaţie.

Hărţile se asamblează, lipindu-se planşa nordică peste cea sudică şi cea vestică peste cea estică. Hărţile se pregătesc astfel: şoselele şi drumurile se fac cu roşu; rîurile şi lacurile cu albastru, pădurile cu verde; localităţile cu maron; zonele interzise cu galben; cotele mai mari se înscriu într-un dreptunghi roşu.

Declinaţia magnetică se notează cu cifre de culoare roşie, care se încercuiesc cu roşu.

9.4. Pregătirea zborului pe traiect

Această pregătire cuprinde:

- alegerea şi trasarea traiectului pe hartă;
- calculul de navigaţie al zborului;
- studierea traiectului;
- studierea datelor mijloacelor terestre de radionavigaţie;
- studierea stării timpului;
- întocmirea planului de navigaţie al zborului şi pregătirea instrumentarului personal de navigaţie.

Alegerea și trasarea traiectului pe hartă se execută funcție de exercițiul ce trebuie executat, ținînd seamă de relieful terenului, de zonele de zbor învecinate, de zonele interzise, de liniile aeriene, de existența reperelor caracteristice și de asigurarea cu mijloace radiotehnice.

Trasarea traiectului cuprinde:

— Marcarea punctelor de bază: *PIT* (punctul inițial al traiectului), *PSCC* (punctul de schimbare a capului compas), *PFT* (punctul final al traiectului), care trebuie să fie repere caracteristice și se conturează cu cercuri roșii pe hartă. Distanța între reperele de orientare se alegee de regulă între 50 și 70 km.

— Linia drumului se trasează pe hartă de la *PIT* la *PFT* printr-o linie continuă cu creion negru. Linia drumului obligat trebuie astfel trasată încît să se reliefeze clar pe fondul hărții. Distanța dintre *PIT* și *PSCC* sau dintre acesta din urmă și *PFT* se notează pe hartă, în dreapta liniei drumului, cu creion negru cu cifre de circa 7—10 mm; sub aceste cifre se trage linie de fracție și se scrie, tot cu creion negru și cu cifre de aceeași dimensiune, timpul calculat necesar parcurgerii distanței dintre cele două repere (fig. 9.1,*a*).

Capurile magnetice se înscriu în dreptul liniei de fracție cu cifre roșii. Marcarea distanțelor, a timpului și a unghiului de drum se face pe hartă după fiecare schimbare de cap compas.

În cazul unui traiect închis, cu viraje pe dreapta, marcarea capurilor se admite să fie făcută pe stînga liniei drumului (fig. 9.1, *b*). Tot traiectul de la *PIT* la *PFT* se împarte în porțiuni de cîte 5 min de zbor, iar reperele terestre mai importante întîlnite la aceste intervale de timp se marchează pe hartă.

Calculul de navigație al zborului are drept scop să determine următoarele elemente de zbor:

— lungimea totală a traiectului;

— timpul de zbor pe porțiunile de traiect și durata totală de zbor;

— rezerva timpului de zbor în funcție de durata totală de zbor calculată și de rezerva de combustibil;

— ora decolării și trecerii la *PIT* pentru sosirea la aerodromul de aterizare în timpul obligat;

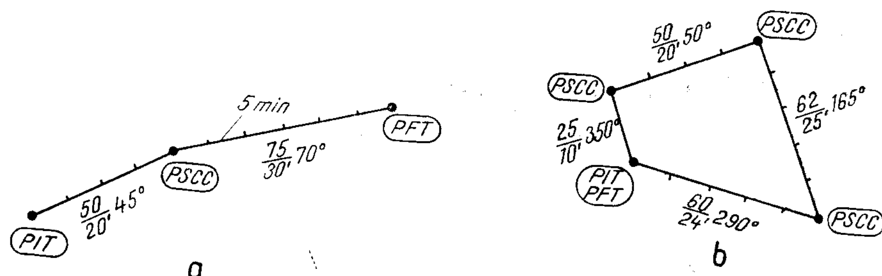


Fig. 9.1. Trasarea traiectului pe hartă:
a — traiect deschis; *b* — traiect închis; *PIT* — punctul inițial al traiectului (roșu); *PSCC* — punctul de schimbare a capului compas; *PFT* — punctul final al traiectului; $\frac{50}{20'}$ 45° reprezintă distanța de 50 km, timpul 20 min, cap compas 45°.

— ora aterizării;

— înălțimile de siguranță de pe traiect.

Calculul zborului este preliminar, cînd nu ține seamă de vînt, și definitiv, cînd se ține seamă de previziunea meteo. Calculul definitiv al zborului se execută înainte de decolare avînd în vedere direcția și intensitatea vîntului. Pe baza calculului definitiv se stabilește ora exactă a decolării și a trecerii la *PIT*.

Lungimea etapelor izolate ale traiectului se măsoară pe harta de zbor și suma acestora, de la *PIT* la *PFT*, este lungimea totală a traiectului. Durata totală de zbor este suma timpilor necesari pentru: decolare, zborul pînă la *PIT*, zborul pe traiect pînă la *PFT* și de la acesta la aerodrom pentru aterizare.

Calculul tehnic al zborului cuprinde: lungimea traiectului, înălțimea obligată de zbor pe toate etapele traiectului, regimul de zbor obligat pe diferite etape, încărcătura avionului și consumul de combustibil, la care se va adăuga 5—10% pentru cazuri neprevăzute.

Studierea traiectului trebuie făcută pe o zonă de 50 km lățime, în stînga și dreapta, de-a lungul întregului traiect de zbor. În urma acestui studiu, pilotul trebuie să cunoască:

— principalele repere de pe traiect;

— dispunerea reciprocă a reperelor liniare și de suprafață, particularitățile acestora și posibilitatea folosirii lor pentru orientare;

— schimbările de relief de pe traiect;

— dispunerea aerodromurilor, a terenurilor de aterizare, a zonelor interzise, a liniilor aeriene și a culoarelor de intrare și ieșire;

— zona aerodromului de aterizare.

La studierea mijloacelor terestre de navigație și a stării timpului se folosește tabelul cu datele de funcționare a mijloacelor terestre de navigație, din care pilotul stabilește posibilitatea folosirii acestor mijloace pe diferitele etape ale traiectului pentru navigația aeriană și precizia determinărilor de navigație.

Studierea stării timpului să efectuează după ultima hartă sinoptică, cu consultarea meteorologului. În urma acestui studiu pilotul trebuie să cunoască:

— timpul real pe traiect și în zona aerodromurilor de aterizare;

— schimbarea posibilă a timpului în cursul zborului;

— posibilitatea apariției fenomenelor periculoase zborului.

Planul de navigație al zborului este documentul ce cuprinde următoarele elemente:

— schema traiectului de zbor, cu principalele repere de control;

— acțiunile pilotului pe fiecare porțiune a traiectului;

— controlul și corectarea drumului;

— procedeul ieșirii la *PIT* și scoaterii la *PFT*;

— acțiunile pilotului în cazul pierderii orientării pe diferitele porțiuni ale traiectului;

— acțiunile pilotului în cazul înrăutățirii stării vremii.

Pregătirea de navigație a zborului se încheie cu controlul acestei pregătiri de către instructorul de zbor sau comandant. Formele controlului pregătirii de navigație pentru zbor sînt:
— controlul documentelor de navigație;
— verificarea pregătirii piloților prin chestionare verbală;
— repetiția la sală a zborurilor.
Se interzice orice zbor în afara zonei de aerodrom a piloților a căror pregătire de navigație pentru zbor nu a fost efectuată.

9.5. Zborul pe traiect

Zborul pe traiect impune pilotului o succesiune de activități pe toate etapele zborului, dintre care cele principale constau în: ieșirea la *PIT*, intrarea pe linia drumului obligat, controlul drumului, corectarea abaterilor de la linia drumului obligat și scoaterea avionului la *PFT*.

Ieșirea la PIT se face cu un cap apropiat de direcția drumului obligat, cu o precizie maximă în timp și spațiu, deoarece de aceasta depinde precizia zborului pe traiect.

Intrarea pe linia drumului obligat este una dintre cele mai importante etape ale zborului, care asigură menținerea precisă a traiectului obligat. Scoaterea exactă a avionului pe linia drumului obligat *(LDO)* ușurează navigația aeriană pe traiect și controlul drumului.

Controlul drumului dă posibilitatea pilotului să descopere la timp abaterile de la *LDO*, care pot apărea datorită schimbării vîntului în timpul zborului, menținerii inexacte a elementelor de navigație și a erorilor în măsurările de navigație. Controlul drumului poate fi:
— complet, cînd se determină precis locul avionului;
— în direcție, cînd se determină unghiul de drum real;
— în distanță, cînd se determină drumul parcurs de avion sau aliniamentul atins de acesta.

Sosirea la reper la ora calculată se asigură în primul rînd prin determinarea corectă a momentului decolării, respectarea riguroasă a regimului de zbor calculat, precum și survolarea reperelor de control la ora stabilită.

Capul compas al avionului, fiind elementul determinant al zborului pe traiect, trebuie citit cu deosebită atenție și menținut riguros în tot timpul zborului. Pentru menținerea avionului pe capul obligat se folosesc compasurile magnetice. În timpul zborului, avionul are oscilații continue și roza compasului poate avea abateri mari de la capul obligat. Întrucît citirile singulare din timp în timp nu sînt suficiente, acestea putînd fi incorecte, este necesar să se determine capul compas mediu în mod periodic, după 5—10 citiri. Pentru determinarea capului compas după executarea unui viraj este necesar să se aștepte un timp oarecare, pentru a da posibilitatea rozei compasului să se liniștească. Pilotul este obligat ca în timpul zborului să mențină capul

mediu cu o precizie de $\pm 2°$. Executarea virajului precis la numărul necesar de grade după compasul magnetic este greoaie și de aceea este necesar ca virajul să se execute cu un unghi de inclinare mic. La viraje înclinate trebuie să se țină seamă de „capriciile" busolei, pentru a se putea ieși pe capul compas dorit.

9.6. Măsuri pentru asigurarea securității zborurilor pe traiect

Securitatea zborurilor, din punctul de vedere al navigației aeriene, se asigură prin:
— prevenirea cauzelor pierderii orientării;
— prevenirea ciocnirii de obstacole terestre sau abordajului cu alte avioane;
— prevenirea intrării în zonele interzise și în acelea unde condițiile atmosferice pun în primejdie executarea zborului.
Orientarea se consideră pierdută în cazul în care pilotul nu cunoaște punctul în care se află avionul și nu poate determina direcția de zbor pentru executarea exercițiului. Pierderea orientării poate avea loc datorită următoarelor cauze:
— slaba pregătire a echipajului pentru zbor și insuficienta cunoaștere a regiunii în care se zboară;
— pregătirea necorespunzătoare a hărților și a planului de navigație;
— nerespectarea de către pilot a regulilor de navigație aeriană și lipsa de disciplină în zbor;
— lipsuri în organizarea și conducerea zborurilor, precum și nerespectarea regulilor fundamentale de navigație aeriană;
— admiterea la zbor a echipajelor nepregătite.

9.7. Acțiunile pilotului în cazul pierderii orientării

În cazul că pilotul și-a pierdut orientarea este dator să întreprindă următoarele acțiuni:
— să raporteze imediat organelor de control al traficului aerian;
— să ia un reper punct de sprijin și să compare ora la care a determinat ultima oară cu precizie poziția sa cu ora actuală, să determine distanța parcursă în acest interval de timp, în raport cu viteza avionului și viteza vîntului, și să însemne noua poziție pe hartă;
— să mărească altitudinea de zbor, prin viraje de 360°, pentru a mări suprafața terestră observabilă, a găsi repere de orientare și îmbunătățirea legăturii radio;

— să determine cantitatea de combustibil rămasă și să procedeze la restabilirea orientării, aplicînd procedeul prevăzut în instrucțiunile de aerodrom pentru zborul în zona respectivă;

— să acționeze conform indicațiilor primite de la conducătorul de zbor și organul de trafic.

Pe durata restabilirii orientării, pentru a se economisi combustibil, este necesar să se zboare cu viteza economică V_{ec}, adică circa 120 km/h, viteză care asigură cel mai mic consum orar, ceea ce înseamnă distanță maximă de zbor cu combustibilul rămas.

10

ZBORUL ÎN FORMAȚIE

10.1. Elementele zborului în formație

Formația reprezintă o grupare de mai multe avioane care execută zborul întrunit în vederea unei deplasări (misiuni) comune, sau pentru antrenarea piloților în vederea îndeplinirii unor misiuni ce necesită participarea mai multor avioane într-o grupare unică. *Formație* se numește dispunerea avioanelor în zbor la intervale, distanțe, supraplasări și subplasări care să asigure posibilitatea de manevră pentru realizarea în comun a scopului în vederea căruia a fost constituită, în deplină securitate a zborului. *Interval* se numește depărtarea laterală între avioanele unei formații măsurată între vîrfurile aripilor. *Distanță* se numește depărtarea în adîncime între avioanele unei formații sau între formații, măsurată între extremitățile fuzelajelor. *Supraplasare* și *subplasare* reprezintă diferența de înălțime între avioane (fig. 10.1).

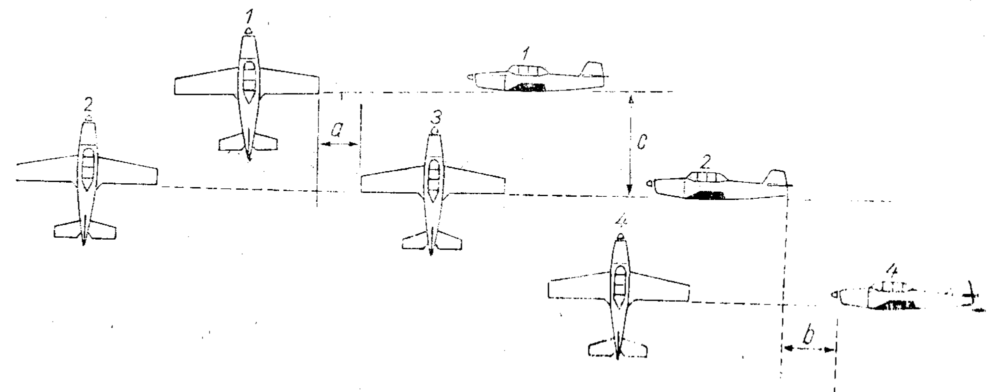


Fig. 10.1. Zborul în formație cocor:
a — interval; *b* — distanță; *c* — subplasare (avionul *2* față de *1*) sau supraplasare (*1* față de *2*).

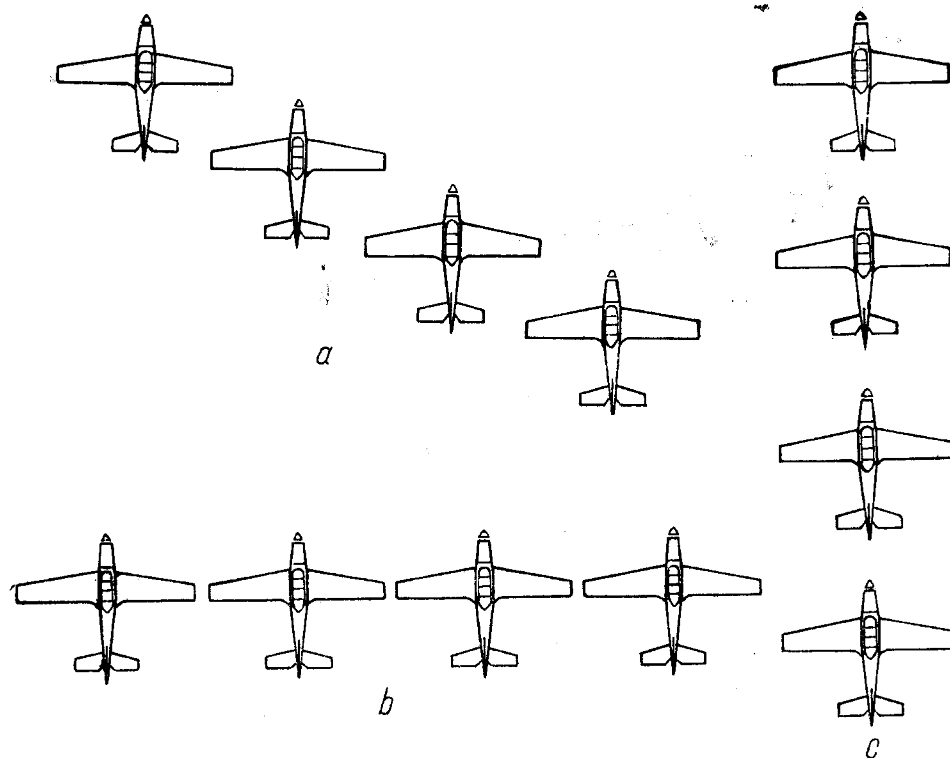


Fig. 10.2. Zborul în diverse formații;
a — eșalonat dreapta; b — în linie; c — în coloană (fir).

În funcție de scopul zborului în formație (misiunea care se execută), de tipul avioanelor și situația meteorologică se folosesc următoarele formații: în săgeată (cocor, v. fig. 10.1); eșalonat, stînga sau dreapta, în diagonală (fig. 10.2, *a*); în linie (fig. 10.2, *b*), în coloană (fir, fig. 10.2, *c*).

10.2. Pregătirea pilotului pentru zborul în formație

În cadrul formației, piloții se pot găsi într-una dintre cele două situații:
— cap de formație:
— coechipier al capului de formație.

Acțiunile, comenzile și maniera de pilotaj a capului de formație sînt hotărîtoare pentru buna evoluție a formației. În aparență ușoară, misiunea capului formației este grea, aceasta cerînd pilotului în cauză multă experiență, o bună tehnică a pilotajului și anticiparea manevrelor tuturor coechipierilor săi. Din acest motiv, drept cap de formație se numește unul dintre cei mai buni piloți, cu o bogată experiență a zborului în formație, rapid în analiză și prompt în hotărîre și manevră.

Pregătirea pentru zborul în formație fiind o etapă superioară în formarea unui tînăr pilot, se realizează de regulă după însușirea zborului acrobatic și a zborului instrumental. La sfîrșitul etapei de pregătire în zborul acrobatic, pilotul devine conștient de performanțele avionului și de realele sale posibilități în tehnica pilotajului. Parcurgerea etapei de pregătire în zborul instrumental îi formează tînărului pilot convingerea fermă despre posibilitatea pilotării avionului în condițiile lipsei de vizibilitate, după aparatele de la bord. Pregătirea pilotului la zborul în formație realizează de această dată desprinderea lui de orizont, pilotarea avionului executîndu-se după avionul cap, a cărui evoluție o copiază întocmai. La sfîrșitul etapei de pregătire la zborul în formație, pilotul evoluează cu o totală încredere în capacitatea capului de formație de a conduce zborul acesteia și este conștient de necesitatea disciplinei ferme în zbor, dublată de un dezvoltat spirit de echipă.

Zborul în formație se însușește pe etape, și anume:
— rulajul și decolarea în formație;
— luarea înălțimii și adunarea formației;
— zborul în linie dreaptă cu manevre de viteză;
— manevre în plan orizontal și apoi în plan vertical, înr-o gamă largă de viteze și înălțimi;
— schimbarea locului în formație și ruperea formației;
— aterizarea în formație și rulajul după aterizare.

Succesul fiecărui zbor în formație depinde de însușirea amănunțită ai tuturor elementelor arătate în pregătirea de la sol. Toate detaliile zborului în formație trebuie să fie clare fiecărui pilot și să fie studiate amănunțit în cadrul pregătirii preliminare, în timpul căreia trebuie să se reușească însușirea și a următoarelor probleme principale:
— comenzile folosite de capul de formație și semnalele ce vor fi folosite în zbor;
— modul de acțiune al fiecărui pilot în caz de defecțiune și modul de ieșire din formație în diferitele etape ale zborului.

Foarte bune rezultate se obțin în pregătirea zborului în formație folosind metoda repetiției zborului la sol. În cadrul acestei repetiții, piloții se așază pe teren în pozițiile pe care le vor ocupa în cadrul formației la decolare și apoi, la comanda capului de formație, încep să se deplaseze, executînd la sol toate manevrele legate de decolare, adunarea formației, viraje, schimbarea eșalonării etc., toate aceste simulări de evoluții fiind executate sincronizat, la comanda sau semnalul capului de formație. De asemenea, se pot folosi în același scop și machete de avioane.

Instruirea piloților pentru zborul în formație se efectuează pe avioane cu dublă comandă. Formațiile poartă diferite denumiri, funcție de numărul avioanelor ce le compun. Cea mai mică formație (de bază) se compune din două avioane și se numește „celulă". Pregătirea piloților pentru zborul în formație se începe deci cu instruirea în celulă, pe două avioane cu dublă comandă.

În funcție de scopul executării formației, de gradul de antrenament al piloților și de tipul avioanelor, distanțele și intervalele între avioanele for-

mației sînt diferite. Din acest motiv se deosebesc trei moduri de a executa formația: normală, strînsă și largă. În cazul formațiilor mari, se pot modifica distanțele și intervalele, funcție de necesități. Astfel, decolarea se execută în formație largă, iar după urcare formația se strînge la comanda capului.

Instruirea piloților se realizează în condițiile formației normale, iar pe măsura antrenării lor, distanțele și intervalele se pot modifica pînă la cele minime, în scopul perfecționării pregătirii și executării celor mai complexe misiuni.

10.3. Executarea zborului în formație

Instruirea în celulă pe avionul ZLIN se face în formație normală, în care distanța și intervalul la decolare este de 50 m, iar în zbor de 30 m; subplasarea în zbor este de 3—5 m. La zborurile în celulă, elevii trebuie să-și însușească decolarea, panta de urcare, intrarea în formație, zborul în linie dreaptă, virajele, schimbarea formației, picajul, virajul de luptă, panta de coborîre și aterizarea.

Însușirea elementelor de zbor în celulă se execută de regulă în următoarea succesiune:

— La început se însușește decolarea individuală, cu intrarea în formație în zbor din linie dreaptă.

— Apoi se însușește zborul în linie dreaptă urmat de coborîri și urcări puțin pronunțate, viraje de pînă la 90°, schimbări de eșalonare de pe stînga pe dreapta și invers și panta de coborîre.

— După însușirea deplină a acestor elemente se poate trece la decolarea în celulă, la însușirea picajului, virajelor de 360°, a virajelor de luptă și a spiralei.

În toate cazurile este necesar ca, înainte de însușirea decolării în celulă, pilotul să capete deprinderi temeinice în executarea elementelor mai simple de zbor în formație. La fiecare zbor intervalele și distanțele se stabilesc de către instructor, care pe măsura antrenării pilotului le micșorează, pînă la cele minime prevăzute de temă sau instrucțiuni.

Decolarea formației. Înainte de începerea rulajului, capul formației stabilește legătura radio cu coechipierul. În cazul defectării legăturii radio în zbor, piloții sînt obligați să cunoască semnalele făcute de capul formației cu ajutorul brațelor sau prin mișcările avionului. Rulajul la start se execută cu aprobarea conducătorului de zbor la comanda capului de formație, iar coechipierul menține intervalul și distanța stabilite pentru decolare, atît în rulaj, cît și după oprirea avionului cap de formație pe linia de decolare. Calitatea decolării depinde în mare măsură de dispunerea corectă a avioanelor la sol, fapt asupra căruia capul de formație trebuie să insiste în mod deosebit și, la nevoie, să ajute coechipierul să așeze corect avionul pentru decolare. De regulă coechipierii se eșalonează pe dreapta capului pentru decolare.

La decolarea unul cîte unul, capul de formație, convingîndu-se că avionul coechipierului este așezat corect, întreabă coechipierul dacă este pregătit pentru decolare, după care cere aprobarea pentru decolare de la conducătorul de zbor. Primind aprobarea, execută decolarea și luarea înălțimii cu pantă normală. Dacă este cazul să ajute ajungerea sa din urmă de către coechipier, capul folosește pentru urcare o turație scăzută față de cea normală și un unghi de pantă mai mic, corespunzător turației. Coechipierul decolează după capul de formație la comanda conducătorului de zbor, la intervalul de timp a cărui mărime depinde de pregătirea pilotului, starea aerodromului și de locul stabilit pentru intrarea în formație.

De regulă, conducătorul de zbor dă comanda pentru decolarea coechipierului cînd avionul capului de formație începe să ridice coada, deci la o distanță aproximativ de 100—200 m. Coechipierul, menținînd avionul cu frînele, mărește turația motorului, urmărește decolarea capului, iar la comanda conducătorului de zbor execută decolarea normal, stabilind regimul de urcare pe pantă astfel încît să-și asigure viteza necesară ajungerii din urmă a avionului cap și apoi bagă trenul.

În cazul cînd urmează să decoleze și alți coechipieri, are grijă deosebită de a păstra riguros direcția, pentru a nu stînjeni decolarea celorlalți. Pe măsura apropierii de avionul cap, pilotul coechipier, anunțînd capul, ia din timp intervalul necesar și execută intrarea în formație, micșorînd distanța pînă la cea fixată, executînd modificările de turație necesare. În acest timp, la primele zboruri, capul formației supraveghează manevrele de intrare în formație ale coechipierului și, dacă observă că acesta are exces de viteză și riscă să-l depășească, îl va ajuta mărind și el viteza și micșorînd-o apoi pînă intră toate avioanele în formație.

La decolarea în celulă, după primirea aprobării pentru decolare, se începe decolarea, mărind progresiv turația. Durata punerii motorului în regim de decolare este mai mare în comparație cu cea pentru decolarea individuală, aceasta ducînd la mărirea lungimii rulajului la decolare, însă dă posibilitatea coechipierului să-și mențină locul în formație. Imediat ce avionul cap începe deplasarea, coechipierul dă drumul frînelor și începe rulajul pentru decolare, punînd treptat motorul la regim de decolare, menținînd intervalul și distanța față de avionul cap, pe care îl urmărește cu privirea.

În cazul decolării în formație, coechipierul trebuie să mențină ferm direcția, iar intervalul și distanța constante față de avionul cap. În cazul micșorării distanței dintre avioane în timpul decolării, coechipierul încetinește mișcarea de ducere a manetei de gaze spre în plin, iar în cazul măririi distanței grăbește această mișcare. Pe timpul decolării se evită intrarea în curentul de aer produs de elicea avionului din față. Dacă avionul coechipier intră totuși în curentul avionului cap, în momentul desprinderii de pămînt sau pe timpul palierului, cînd viteza avionului este încă mică și deci efectul comenzilor este redus, trebuie acționat deosebit de energic la toate abaterile avionului și la înclinările ce apar, nu numai cu ajutorul eleroanelor, ci și cu direcția, ieșindu-se din curent în partea exterioară formației. După ieșirea din curentul de aer produs de avionul din față, este necesar să se acorde o deosebită atenție

păstrării distanţei, intervalului, vitezei şi evitării reluării contactului cu solul. Palierul se execută la înălţimea de minimum 1 m.

Greşeli caracteristice la decolarea în formaţie:

— în timpul rulajului pentru decolare, avionul coechipier ridică insuficient coada, desprinderea se face la viteză mică, apărînd pericolul angajării avionului pe un plan;

— motorul se pune spre în plin prea repede sau prea încet, ceea ce duce la variaţii mari de distanţă între avioane;

— după desprindere nu se execută palier;

— avioanele nu sînt dispuse pe direcţii paralele înaintea începerii rulajului pentru decolare, ceea ce face să se micşoreze sau să se mărească intervalul dintre avioane.

Panta de urcare. În cazul decolării individuale, trecerea în panta de urcare se face după avionul cap tot individual, la atingerea vitezei de 140 km/h. În cazul decolării în formaţie, capul celulei după ce a atins înălţimea de 50 m, (în prealabil a băgat trenul şi flapsul), şi se convinge că avionul coechipier nu a rămas în urmă la decolare, reduce turaţia şi, micşorînd unghiul pantei de urcare, aşteaptă ca avionul coechipier să-şi stabilească locul în formaţie. Pe panta de urcare, avionul coechipier nu trebuie să fie nici subplasat şi nici supraplasat faţă de avionul cap. Pentru a evita rămînerea în urmă a avionului coechipier în timpul zborului în linie dreaptă sau în viraje, capul celulei ia înălţime cu turaţie redusă, dînd astfel posibilitate coechipierului să poată manevra cu turaţia motorului. Luarea înălţimii se execută cu viteza de 140 km/h. În cazul micşorării distanţei dintre avioane, pilotul coechipier reduce turaţia motorului, iar dacă distanţa se măreşte, măreşte turaţia acestuia.

Greşeli caracteristice în urcare:

— acţionarea bruscă sau cu mişcări ample a comenzilor şi a manetei de gaze va face ca să nu se menţină distanţa şi intervalul, avionul coechipier urmînd o traiectorie ondulată în comparaţie cu traiectoria avionului cap, „va dansa" cum se mai zice;

— intervalul este prea mic şi coechipierul zboară în coada avionului cap;

— la micşorarea distanţei nu se ţine seamă de inerţia avionului, din care cauză coechipierul depăşeşte avionul cap, nereducînd din timp turaţia motorului;

— pentru micşorarea distanţei se măreşte turaţia motorului fără însă a se împinge uşor manşa înainte, ceea ce face ca avionul să urce în comparaţie cu avionul cap;

— pentru mărirea distanţei se reduce turaţia motorului însă nu se trage uşor şi de manşă, avionul pierzînd înălţime în comparaţie cu capul formaţiei.

Intrarea în formaţie. Se poate efectua numai după obţinerea aprobării de la capul formaţiei. Intrarea se face de jos în sus, în linie dreaptă, micşorîndu-se distanţa şi apoi intervalul. Nici într-un caz nu se admite intrarea în formaţie prin coborîre sau în timpul virajului. **Intrarea în formaţie trebuie executată prin mişcări mici ale manetei de gaze şi palonierului, neadmiţîndu-se înclinarea avionului.**

Zborul în linie dreaptă. Pentru însuşirea zborului în formaţie în linie dreaptă, pilotul cap execută zborul în linie dreaptă la diferite viteze, prin modificarea periodică a turaţiei motorului. Pilotul coechipier este obligat ca la cea mai mică mărire sau micşorare a distanţei ce-l separă de avionul cap, să acţioneze prompt, dar lin asupra manetei de gaze pentru a mări sau micşora turaţia şi, implicit, a menţine distanţa constantă.

De exemplu, dacă pilotul coechipier observă mărirea distanţei, el acţionează lin maneta de gaze, mărind progresiv turaţia, corespunzător creşterii vitezei necesare apropierii de avionul cap. Cînd distanţa s-a micşorat pînă aproape de cea normală, pilotul coechipier micşorează turaţia motorului, astfel încît ocuparea dispozitivului stabilit la distanţa normală să se facă ţinînd seamă de inerţia avionului. În cazul cînd coechipierul rămîne mult în urma avionului cap, nu trebuie să-l ajungă din urmă pe acesta prin mărirea bruscă a turaţiei, deoarece aceasta ar duce la creşterea prea mare a vitezei şi, în final, la depăşirea avionului cap datorită inerţiei mari realizate. Pilotul coechipier trebuie să-şi formeze deprinderi în menţinerea distanţei prin mişcări duble şi line ale manetei de gaze.

Dacă pilotul coechipier depăşeşte capul formaţiei, el trebuie să mărească intervalul, executînd pentru aceasta o înclinare de 5—10° în exteriorul formaţiei, micşorează turaţia motorului, după care, rămînînd puţin în urma capului, execută reintrarea în formaţie, realizînd întîi distanţa şi apoi intervalul.

În zborul în linie dreaptă intervalul se menţine prin mişcări mici şi line din palonier.

Virajele. Viraje în formaţie (celulă). La fel ca în zborul în linie dreaptă şi în viraje avionul coechipier trebuie să-şi menţină constant locul în formaţie pe tot timpul virajului, adică să se menţină în acelaşi plan cu avionul cap (fig. 10.3).

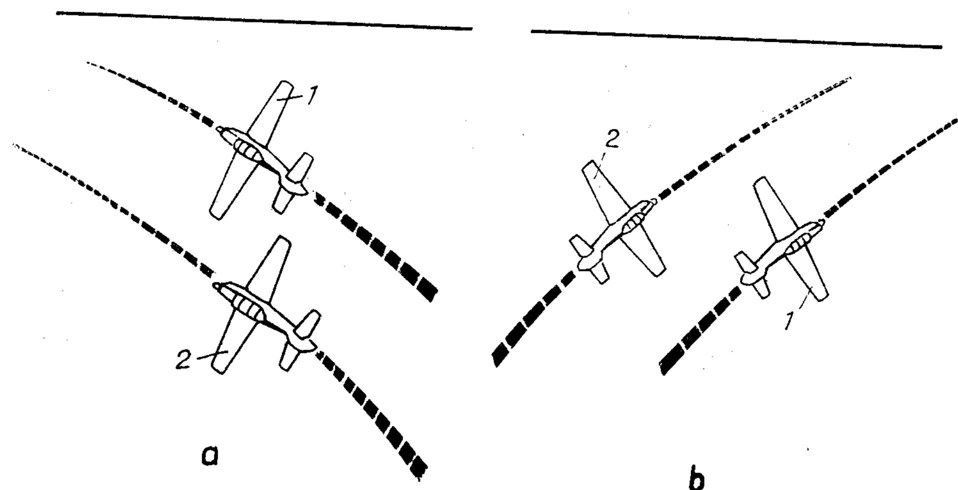


Fig. 10.3. Virajul cu formaţia în celulă:
a — viraj cu coechipierul în interior; b — viraj cu coechipierul în exterior; 1 — avion cap de formaţie; 2 — avion coechipier.

Aceasta înseamnă că în timp ce pilotul cap înclină avionul şi-l menţine în viraj, pilotul coechipier înclină la acelaşi unghi avionul său pentru executarea virajului. În acelaşi timp urcă sau coboară, punînd sau reducînd motorul uşor, după felul cum se execută virajul: cu coechipierul în exteriorul sau, respectiv, în interiorul virajului, pentru ca ambele avioane să se afle permanent în acelaşi plan. Capul formaţiei foloseşte cu mult discernămînt turaţia motorului în viraje, astfel ca la virajele cu coechipierul în exterior să-i asigure acestuia o rezervă de turaţie, deci de viteză, iar la cele cu coechipierul în interior să-i asigure viteza de evoluţie peste viteza limită, care în viraje este mai mare decît viteza limită în zbor orizontal.

La virajele cu coechipierul în exterior, pilotul cap de formaţie stabileşte viteza necesară, previne coechipierul asupra sensului virajului şi apoi, dînd comenzile necesare, introduce avionul în viraj. Pilotul coechipier urmăreşte cu deosebită atenţie menţinerea locului său în formaţie şi, la comanda capului formaţiei, introduce o dată cu acesta lin avionul în viraj, mărind turaţia motorului şi înclinînd avionul prin mişcarea manşei lateral spre partea virajului şi în diagonală spre înapoi, astfel ca, paralel cu înclinarea şi înscrierea în viraj cu palonierul, să ocupe lateral faţă de avionul cap o poziţie în acelaşi plan cu acesta (fig. 10.3, *a*). Pilotul coechipier susţine apoi virajul (manşă în partea opusă) şi menţine intervalul prin mişcări line, mici şi coordonate de manşă şi palonier, iar pentru restabilirea intervalului stricat prin variaţia înclinării. În acest caz, pentru mărirea intervalului, se micşorează înclinarea, iar pentru micşorarea intervalului, se măreşte înclinarea. Deseori pilotul coechipier în timpul intrării în viraj întîrzie puţin cu comenzile, depărtîndu-se uşor de cap, de aceea este indicat ca la începutul introducerii în viraj să realizeze o înclinare cu 5—10° mai mare decît a capului, iar în timpul ocupării locului propriu să revină la înclinarea stabilită.

Menţinerea de către coechipier a locului său în formaţie în timpul virajului depinde de modul de execuţie a evoluţiilor de către cap şi de mărimea înclinării, deoarece cu cît evoluţiile vor fi mai rapide şi cu cît înclinarea va fi mai mare, cu atît mai greu îi va fi pilotului coechipier să se menţină în formaţie. De aceea însuşirea virajelor trebuie să înceapă iniţial cu o înclinare mică şi cu introducerea şi scoaterea lină din viraj.

Coechipierul iese din viraj la semnalul capului şi o dată cu acesta, prin micşorarea turaţiei motorului şi mişcarea simultană a manşei în partea opusă virajului şi în diagonală spre înainte, menţinînd intervalul stabilit prin mişcări coordonate din palonier. Cu cît presiunea asupra palonierului va fi mai mare, cu atît ieşirea din viraj va fi mai rapidă. Întîrzierea la scoaterea din viraj nu este admisă pentru că, fiind mai sus decît avionul cap, pilotul coechipier poate să-l piardă din vederea pe acesta, acoperindu-l cu aripa şi botul propriului avion.

În cazul pierderii din vedere a avionului cap în timpul scoaterii din viraj, pilotul coechipier trebuie să urce imediat şi să iasă în exteriorul formaţiei.

La virajele cu coechipierul în interior, pentru introducerea în viraj, la comanda capului şi o dată cu acesta, pilotul coechipier micşorează lin turaţia motorului şi, dînd comenzile de intrare în viraj, are grijă să zboare în interiorul virajului în acelaşi plan cu avionul cap. După atingerea înclinării dorite,

pilotul coechipier corectează intervalul şi distanţa faţă de cap, rămînînd mai jos şi în acelaşi plan înclinat cu acesta. Virajul se susţine aşa cum s-a mai arătat. Pentru a evita rămînerea în urmă la ieşirea din viraj, pilotul coechipier măreşte lin turaţia motorului, dă manşa lateral şi spre înainte, astfel încît ieşit din viraj să se găsească la distanţa, intervalul şi subplasarea normale. Pentru corectarea intervalului în viraj, coechipierul poate folosi variaţia înclinării. Astfel, pentru micşorarea intervalului, se micşorează înclinarea, iar pentru mărirea intervalului se măreşte înclinarea.

Virajele pot fi socotite însuşite dacă pilotul coechipier reacţionează rapid şi prompt în ceea ce priveşte introducerea şi scoaterea din viraj şi dacă îşi menţine ferm locul său în formaţie, atît în timpul virajului, cît şi în timpul trecerii rapide de la un viraj la altul.

Schimbarea eşalonării formaţiei. Schimbarea formaţiei din eşalonare pe o parte, în eşalonare pe partea opusă se execută în regim de zbor orizontal. Capul formaţiei dă comanda de schimbare a formaţiei prin radio sau prin semnal şi măreşte viteza de zbor cu 10—15 km/h. La primirea semnalului de schimbare a formaţiei, coechipierul micşorează viteza de zbor cu 10—15 km/h, mărind distanţa cu 20—50 m şi coboară în acelaşi timp cu 5—10 m faţă de avionul cap; apoi, prin presarea palonierului respectiv, trece avionul fără a-l înclina în eşalonare pe partea opusă, nepierzînd din vedere avionul cap din faţă. După trecerea pe partea opusă se stabileşte intervalul şi distanţa prin mişcări line şi coordonate. În timpul schimbării formaţiei de către coechipier, capul formaţiei controlează continuu acţiunile acestuia şi, în cazul cînd comite greşeli, îl corectează prin radio.

Zborul în coborîre. Se execută la viteza de 180—200 km/h. Înainte de a trece la panta de coborîre, capul formaţiei atenţionează coechipierul, acesta trecînd avionul în zbor în coborîre şi menţinînd panta după avionul cap. Avionul cap nu coboară niciodată cu motorul redus, dînd astfel coechipierului posibilitatea de manevră în formaţie.

Ruperea formaţiei pentru aterizare. Înaintea ruperii formaţiei, capul comandă schimbarea eşalonării formaţiei în exterior faţă de turul de pistă şi apoi conduce formaţia la verticala aerodromului, unde se execută ruperea formaţiei (fig. 10.4). La comanda de rupere a formaţiei, capul formaţiei măreşte turaţia motorului, execută viraj de 90° în direcţia turului de pistă şi apoi intră în tur pe pistă normal, executînd manevrele pentru aterizare.

Coechipierul continuă zborul în linie dreaptă circa 15 s, după care execută aceleaşi manevre pentru intrarea în turul de pistă şi apoi operaţiile necesare aterizării, ce se efectuează individual.

Aterizarea formaţiei. Aterizarea avioanelor unei formaţii se poate efectua individual sau în formaţie.

Aterizarea individuală este procedeul de bază pentru aterizarea avioanelor unei formaţii, care asigură şi deplina securitate a avioanelor. După ruperea formaţiei care asigură mărirea distanţei între avioane la 1—1,5 km, piloţii formaţiei execută manevrele pentru aterizare şi iau priza de aterizare în mod

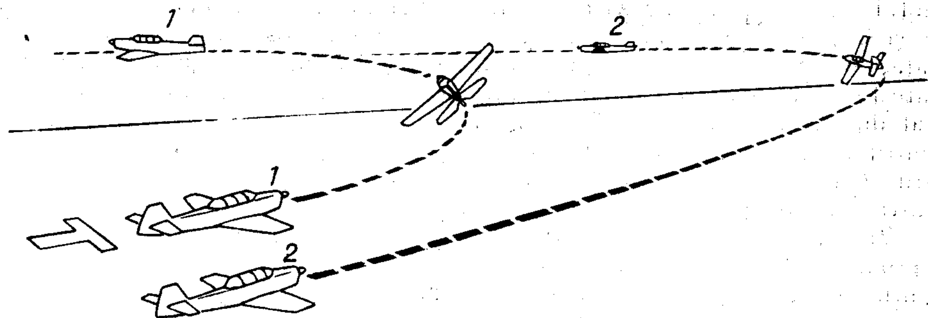


Fig. 10.4. Ruperea formației:
1 — avionul cap; 2 — avionul coechipier.

individual, fără însă a pierde din vedere menținerea distanței față de avionul din față, care-i asigură contactul cu solul în momentul cînd acesta a terminat rulajul. În situația cînd capul formației sau alt avion din formație vine mai scurt la aterizare, nu se permite avionului să se oprească la jumătatea pistei de aterizare, ci se pune ușor motor și se rulează pînă la capătul pistei, cînd poate vira și degaja culoarul acesteia. Fiecare avion aterizează în dreapta celui aterizat înaintea sa, rulează drept înainte pentru a nu stînjeni aterizarea următorului și la capătul pistei de aterizare degajează la stînga.

Aterizarea în formație se folosește mai rar, aceasta solicitînd, pe lîngă un teren de aterizare corespunzător ca lățime și condiții meteo normale, o excelentă pregătire la zborul în formație și disciplină colectivă pentru toți piloții formației. Înainte de axarea formației pe direcția de aterizare, capul formației comandă eșalonarea tuturor avioanelor în dreapta sa. Pe panta de aterizare capul comandă strîngerea formației, și, folosind o turație a motorului care să asigure coechipierilor libertatea de manevră în viteză, vine la aterizare mai lung, pentru a asigura ateizarea ultimului coechipier la T-eu. După contactul cu solul, capul rulează în linie dreaptă pînă la capătul pistei de aterizare, unde, după ce se convinge că întreaga formație este aterizată și dispozitivul complet, comandă rulajul în linie, executînd viraj cu întreaga formație spre stînga.

11

CAZURI SPECIALE DE ZBOR

11.1. Generalități

Prin cazuri speciale de zbor se înțeleg situațiile deosebite, anormale, care pot apărea în timpul zborului, începînd cu rulajul pentru decolare și terminînd cu rulajul de după aterizare, și în comportamentul echipajului, care reclamă din partea pilotului o rezolvare promptă și precisă pentru a evita premisele producerii unui accident.

Situațiile anormale principale ce pot apărea în timpul zborului sînt: incendiul la bord, oprirea motorului în zbor, defectarea trenului de aterizare, înrăutățirea stării de sănătate a pilotului, înrăutățirea condițiilor meteorologice, precum și pierderea orientării.

Toate aceste cazuri speciale, ca și altele care vor fi explicate în cele ce urmează, nu sînt cazuri imprevizibile de nerezolvat. Asemenea abateri de la normal apar în majoritatea activităților umane și, în special, la cele legate de motoare, aparatură tehnică sau la cele care se desfășoară în medii speciale. Deși se duce o muncă susținută de prevenire a acestor cazuri speciale, ce se constituie în abateri de la normal, ele apar totuși, avînd un caracter fortuit. În activitatea de zbor, care se desfășoară într-un mediu și în condiții speciale, ca și în alte activități de altfel, cum ar fi a minerilor, a scafandrilor, a marinarilor etc., acestor cazuri speciale li se acordă o atenție deosebită. Ele pot fi prevăzute, bine cunoscute și temeinic studiate, fiind stabilite și proceduri precise de rezolvare a acestora.

Complexitatea activității de zbor impune din partea întregului personal și, în special, a piloților, o activitate stăruitoare de cunoaștere a tuturor situațiilor speciale ce pot apărea la bordul avionului, precum și a modului de rezolvare a acestora. Această activitate trebuie să fie permanentă, ea asigurînd piloților reflexe prompte în rezolvarea tuturor cazurilor speciale, multe dintre acestea impunînd o apreciere lucidă și rapidă a situațiilor apărute, dublate de manevre precise și oportune.

În cele ce urmează se expun cazurile speciale cele mai importante ce pot apărea în zborurile pe avioanele de școală și modul de rezolvare a acestora.

11.2. Furături la decolare

Dacă în timpul rulajului pentru decolare se produc furături (devieri) de la direcția de decolare, se procedează astfel:
— în situația cînd furătura este pînă la un unghi de aproximativ 30°, se continuă decolarea pe noua direcție, corectîndu-se apoi aceasta pe panta de urcare;
— în situația cînd devierea de la direcție este mai mare de 30°, se reduce turația motorului, se aduce avionul pe trei puncte dacă se află în rulaj pe două roți și se oprește avionul, evitînd eventualele obstacole; se trage avionul la linia de decolare, de unde se poate începe o nouă decolare numai cu aprobarea conducătorului de zbor.

11.3. Spargerea (cedarea) unui cauciuc la decolare

Spargerea unui cauciuc se poate produce în timpul rulajului pe trei puncte — prima parte a decolării — sau în timpul rulajului pe două puncte (roți) — a doua parte a decolării.

Dacă spargerea cauciucului se produce în timpul rulajului pe trei puncte, se reduce motorul, se întrerupe decolarea, menținînd avionul pe direcție cu ajutorul palonierului din partea opusă cauciucului spart și a frînei, și se degajează culoarul de decolare în partea cauciucului spart.

Cînd cauciucul se sparge în partea a doua a rulajului, se procedează astfel:
— se forțează decolarea, menținînd avionul pe direcție și se decolează fără a mai escamota trenul, executînd apoi turul de pistă normal;
— se raportează conducătorului de zbor și se execută indicațiile acestuia; în lipsa indicațiilor prin radio, se vine normal la aterizare, vizînd jumătatea pistei de aterizare corespunzătoare cauciucului bun;
— se redresează mai jos, se ia contact cu solul pe roata bună, avînd în acest scop avionul ușor înclinat în partea cauciucului bun, și se menține direcția cu ajutorul palonierului;
— după ce avionul ia contact cu solul și cu roata cauciucului defect și viteza a scăzut, se menține pe direcție prin frînarea roții cauciucului bun, pînă cînd avionul se oprește; se degajează pista de aterizare în partea cauciucului spart; la indicația conducătorului de zbor se oprește avionul și se așteaptă depanarea.

11.4. Oprirea (cedarea) motorului la decolare

Cauzele obișnuite ale **opririi** motorului sînt:
— **tăierea involuntară a contactului magnetourilor;**
— **închiderea involuntară a robinetului de benzină;**

— lipsa de benzină;
— scăderea bruscă a presiunii de ulei.
Ultimele două cauze și altele asemănătoare, care apar mai rar pe timpul oricărei faze de zbor, sînt rezultatul lipsei de control sau al unui control neglijent efectuat înainte de zbor.

În cazul opririi motorului în timpul rulajului pentru decolare, pilotul procedează astfel:
— întrerupe decolarea, ținînd avionul pe direcție cu ajutorul palonierelor și a frînelor, după ce a scăzut viteza;
— taie contactul general și al magnetourilor;
— închide benzina;
— raportează conducătorului de zbor și execută în continuare indicațiile acestuia;
— evită eventualele obstacole cu ajutorul palonierului și frînelor;
— după oprire nu face nici o intervenție, pentru a se putea constata mai ușor cauza opririi motorului.

În cazul opririi motorului în partea a doua a decolării (pînă la înălțimea de 25 m) pilotul procedează astfel:
— împinge energic de manșă, punînd avionul în pantă de coborîre;
— escamotează trenul de aterizare, dacă aterizarea se va produce în afara părții active de zbor a aerodromului;
— aterizează pe roți sau cu trenul escamotat (în afara aerodromului) drept înainte, evitînd eventualele obstacole cu ajutorul palonierului;
— în cazul aterizării în afara aerodromului, taie contactul general, cel al magnetourilor și închide benzina;
— raportează conducătorului de zbor și execută indicațiile acestuia.

11.5. Oprirea motorului în timpul luării înălțimii

Acțiunile pilotului în acest caz sînt următoarele:
— împinge de manșă și pune avionul în pantă normală de coborîre, verificînd totodată viteza;
— escamotează trenul de aterizare;
— scoate flapsul;
— își strînge centurile de scaun;
— taie contactul general și al motoarelor și închide benzina;
— raportează conducătorului de zbor.

Dacă cedarea motorului are loc sub înălțimea de 150 m, se evită eventualele obstacole prin schimbări de direcție, pînă la maximum 30°, și se aterizează cu trenul escamotat efectuînd, redresarea mai jos decît normal.

Deoarece s-au întîmplat unele accidente în faza de decolare, sau de luare a înălțimii după decolare, pentru motivul că pilotul a încercat să vireze imediat după oprirea motorului, insistăm asupra reținerii relației care dă unghiul de înclinare în viraj, în funcție de viteza cu care acesta se execută: cos β

$= V_L^2 V_v^2$. Întrucît în situația de față $V_v \approx V_L$, rezultă $\cos\beta \approx 1$, deci $\sphericalangle \beta \approx 0°$. Deci, prima manevră ce se recomandă în această situație este împingerea rapidă a manșei înainte, pentru a se menține viteza și eventual a o mări în funcție de înălțime, în vederea executării în deplină securitate a unor mici devieri de la direcție, în scopul de a feri obstacolele ce apar. *În nici un caz nu trebuie scăpată din vedere viteza avionului, pentru că numai aceasta decide asupra manevrei pe care dorim să o realizăm.*

11.6. Oprirea motorului în tur de pistă după virajul 1

Acțiunile pilotului în acest caz sînt următoarele:
— presează manșa și pune avionul în pantă normală de coborîre; raportează conducătorului de zbor;
— virează în coborîre spre aerodrom și vine normal la aterizare pe noua direcție de aterizare, ținînd seamă de direcția vîntului;
— dacă turul de pistă se efectuează la distanță mai mare de aerodrom, se alege cu privirea un teren favorabil aterizării și se aterizează cu trenul escamotat ca pe orice teren necunoscut, după ce în prealabil s-a tăiat contactul general, al magnetourilor și s-a închis benzina.

11.7. Oprirea motorului pe panta de aterizare

Acțiunile pilotului:
— raportează conducătorului de zbor;
— are în vedere înălțimea, distanța pînă la aerodrom, intensitatea vîntului și, dacă apreciază că sînt condiții concrete care să-i permită aterizarea pe aerodrom, vine normal la aterizare, scoțînd flapsul în clipa cînd este sigur că poate prinde aerodromul.

11.8. Incendiu la bord

În cazul apariției incendiului la bordul avionului se acționează în felul următor:
— se închide robinetul de benzină;
— se duce maneta de gaze în plin, pentru a consuma rapid combustibilul aflat încă în canalizații sau în sistemul de alimentare al motorului;
— se raportează conducătorului de zbor;
— se acționează instalația antiincendiară, trăgînd de maneta instalației;
— se taie contactul general și al magnetourilor.

Dacă incendiul se stinge, se aterizează pe aerodrom sau forțat pe un teren ales din aer (v. § 11.12). În cazul cînd incendiul nu s-a stins, se părăsește avionul cu parașuta, dacă înălțimea este de minimum 200 m. Dacă incendiul izbucnește la înălțimi sub 200 m și nu se stinge cu toate măsurile luate, se execută glisadă pînă în apropierea solului în scopul de a rupe flăcările sau a le dirija lateral protejînd cabina avionului. În nici un caz după stingerea incendiului nu se încearcă repornirea motorului.

11.9. Scoaterea trenului cu sistemul de avarie

Trenul de aterizare se scoate cu sistemul de avarie în situația cînd nu a ieșit la comanda normală. În această situație se procedează astfel:
— se raportează conducătorului de zbor;
— se reduce viteza pînă la cea minimă de evoluție;
— se trage de mînerul instalației de avarie pînă la refuz;
— se controlează ieșirea și zăvorîrea trenului de aterizare prin indicatoarele optice (becurile verzi) și prin ieșirea completă din aripă a indicatoarelor mecanice;
— în cazul cînd sînt totuși îndoieli asupra zăvorîrii trenului pe poziția scos, se ia înălțime și se execută cîteva *resurse*, fără însă a depăși factorul de sarcină admis în exploatare n_e;
— se trece la verticala startului, la înălțimea de 50 m, pentru a se obține confirmarea conducătorului de zbor că trenul este zăvorît pe poziția scos și apoi se vine normal la aterizare.

11.10. Angajarea avionului

Angajarea avionului are loc în urma bruscării sau necoordonării corecte a comenzilor la viteze mici și unghiuri critice de zbor. În această situație are loc pierderea stabilității avionului, fapt de care pilotul ia cunoștință prin apariția tremurăturilor. Dacă în acest moment slăbește manșa și revine la viteza și unghiul normal de zbor, avionul încetează tremuratul și-și recapătă stabilitatea. În caz contrar, avionul se angajează în partea în care dezechilibrul este mai pronunțat. În această situație pilotul împinge în mod reflex manșa spre înainte și aduce palonierul la mijloc. La obținerea vitezei de evoluție se scoate avionul din înclinare și, cu mișcarea lină a manșei, se redresează și se repune motorul la turația corespunzătoare. Dacă înălțimea este mică în momentul angajării, se va grăbi creșterea vitezei avionului punînd motor, pentru a se putea reveni cît mai rapid la zborul normal, însă fără a brusca comenzile, lucru ce poate duce la sărirea avionului într-o parte sau alta.

11.11. Angajarea avionului în vrie

Angajarea în vrie este răsucirea nedirijată a avionului la unghiuri de atac supracritice. La intrarea avionului în vrie, pilotul reduce motorul, dă palonier, în partea opusă rotirii, pînă la refuz și după 1/4—1/2 ture împinge manșa înainte, dincolo de poziția neutră. După oprirea rotirii, se aduce palonierul la mijloc (poziția neutră), se așteaptă creșterea vitezei pînă la cea de evoluție și apoi, prin tragerea lină a manșei, se redresează avionul din picaj, mărind concomitent turajul motorului, și apoi se trece avionul în zbor orizontal. Trebuie de reținut că pentru siguranța ieșirii prompte din vrie comenzile nu se acționezaă în mod lent. De asemenea, la scoaterea din vrie nu se împinge manșa pînă la reuz, deoarece, în acest caz avionul va ieși cu întîrziere din vrie și la un unghi foarte mare de picaj, creînd suprasarcini negative.

11.12. Aterizarea forțată pe teren necunoscut

Pilotul ia hotărîrea de a ateriza forțat atunci cînd lipsa de benzină, incendiul la bord, înrăutățirea situației meteorologice sau alte cauze nu mai permit continuarea zborului.

În vederea aterizării, pilotul alege cu privirea un teren cît mai potrivit ca dimensiuni, lipsit de obstacole și aproape de căile rutiere.

Se determină, dacă este posibil, direcția și sensul vîntului și, cu acesta în față, se vine la aterizare, luîndu-se următoarele măsuri: se raportează conducătorului de zbor hotărîrea luată și locul unde se află; se escamotează trenul de aterizare; se scoate flapsul în poziția de aterizare (la înălțime mică); se string centurile de scaun; se taie contactul magnetourilor; se închide robinetul de benzină; se taie contactul general; se deschide cupola cabinei.

Dacă terenul ales este aproape, se planează cu viteza economică (circa 120—125 km/h), pentru a realiza viteza descendentă minimă W_m.

Dacă terenul de aterizare este mai departe, se planează cu viteza optimă (circa 140—445 km/h), pentru a realiza unghiul de pantă minim θ_m, adică distanța maximă de planare D_M. Zborul cu V_{ec} și V_{opt} se execută cu flapsul băgat.

În toate cazurile, aterizarea forțată în afara aerodromului cu avionul ce are tren de aterizare escamotabil se efectuează cu trenul escamotat. În cazul aterizării pe culturi, pilotul trebuie să considere vîrful acestora (grîu, orz, porumb etc.) drept suprafața pămîntului și să fileze cu o viteză cît mai aproape de viteza limită, pentru ca distanța de oprire după aterizare să fie cît mai scurtă. În cazul aterizării pe pădure, pilotul trebuie să aleagă porțiunea cu pomi cu coroana cît mai deasă, aterizarea făcîndu-se pe vîrful copacilor. Aterizarea în teren accidentat se execută pe suprafața cea mai plană, luînd contact cu solul în direcția pantei de urcare a terenului.

11.13. Amerizarea forțată

Cauzele care au condus la hotărîrea pilotului de a ateriza forțat arătate la § 11.12 pot apărea și în situația cînd avionul evoluează deasupra mării, a lacurilor sau iazurilor mari. În această situație pilotul analizează starea de fapt și, în imposibilitatea continuării zborului pînă deasupra uscatului, ia hotărîrea de amerizare forțată. Pentru aceasta pilotul ia următoarele măsuri:

— raportează conducătorului de zbor hotărîrea luată și poziția;
— identifică direcția și sensul vîntului după crestele înspumate ale valurilor, care apar ca dungi albe pe fondul întunecat al apei (fig. 11.1);
— vine la amerizare funcție de tăria vîntului, paralel cu linia valurilor, în diagonală sau perpendicular pe această linie (fig. 11.2);
— escamotează trenul de aterizare;
— scoate flapsul în poziția de aterizare;
— închide robinetul de benzină;
— taie contactul general și al magnetourilor;
— dezleagă centurile de scaun și chingile parașutei;
— înainte de a redresa deschide cupola cabinei;
— execută redresarea mai jos decît normal și ia contactul cu apa cu botul avionului pronunțat ridicat;
— după amerizare părăsește imediat bordul avionului și folosește mijloacele de salvare.

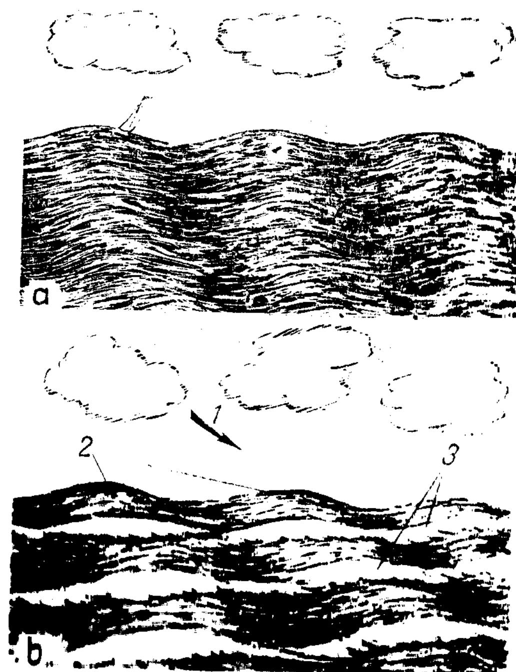


Fig. 11.1. Identificarea direcției și sensului vîntului după crestele înspumate ale valurilor:
a — hulă primară; b — vîntul 1, la 90° față de hula primară 2, provoacă valurile secundare 3.

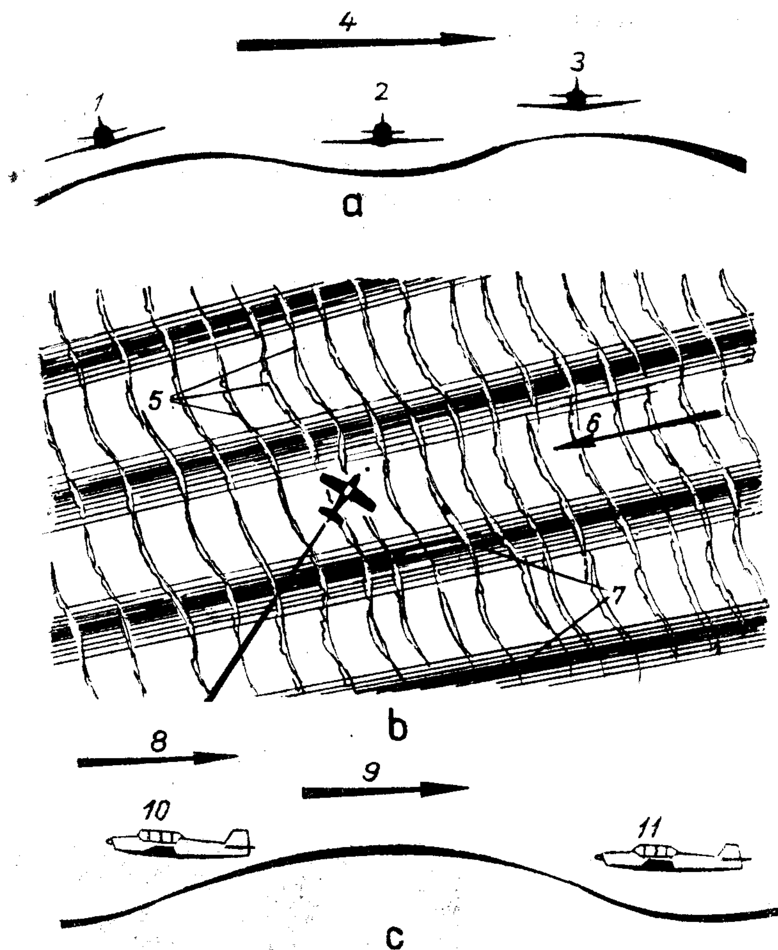


Fig. 11.2. Amerizarea:

a — paralel cu hula, în condiţii de vînt slab cu o viteză pînă la 50 km/h; *b* — cu traversarea hulei şi a valurilor secundare, cînd vîntul are o viteză între 50 şi 65 km/h; *c* — perpendicular pe hulă cînd vîntul are o viteză mai mare de 65 km/h; *1* — în mod satisfăcător; *2* — bine; *3* — foarte bine; *4* — sensul de mişcare a hulei; *5* — coama valurilor secundare; *6* şi *8* — sensul vîntului; *7* — coama hulei; *9* — mişcarea hulei; *10* — amerizare acceptabilă în spatele hulei; *11* — amerizare foarte periculoasă în faţa hulei.

11.14. Cantitate insuficientă de combustibil la bord

Cauzele care pot duce la această situaţie sînt următoarele: înainte de plecarea în zbor nu s-a controlat în mod serios combustibilul aflat în rezervoare şi nu s-a procedat la alimentare; spargerea unei canalizaţii de combustibil; indicaţii eronate ale litrometrului.

În această situaţie pilotul acţionează în felul următor:

— raportează la conducătorul de zbor;

— întrerupe misiunea;

— stabileşte viteza optimă de zbor (să poată parcurge cea mai mare distanţă) şi, funcţie de cantitatea de combustibil indicată de litrometru, vine la aerodromul de bază sau aterizează pe cel mai apropiat aerodrom sau teren de aterizare.

11.15. Trepidajul motorului

Cauzele care pot conduce la trepidajul motorului sînt: spargerea chiulasei, ancrasarea bujiilor, defectarea unui magnetou, defectarea pompei de injecţie, înfundarea duzelor de injecţie, deformarea, ruperea (ciupirea) unei pale de elice în timpul zborului, poziţia incorectă a manetei de corecţie, slăbirea sau ruperea unor bolţuri de fixare a motorului pe batiu.

Acţiunile pilotului în acest caz sînt următoarele:

— raportează comandantului de zbor;

— întreupe misiunea;

— stabileşte o turaţie a motorului la care trepidajul este atenuat şi zboară spre aerodrom pentru aterizare;

— dacă trepidajul este prea puternic se aterizează forţat.

11.16. Înrăutăţirea condiţiilor meteorologice

Cînd pilotul întîlneşte condiţii meteorologice pentru care nu este pregătit sau în cazul apariţiei unor fenomene meteorologice periculoase pentru zbor, în funcţie de situaţia concretă, ia una dintre următoarele măsuri, după ce raportează conducătorului de zbor:

— întrerupe misiunea şi se înapoiază la aerodrom;

— execută aterizarea pe cel mai apropiat aerodrom;

— continuă zborul, schimbînd traiectul sau înălţimea de zbor, evitînd zona periculoasă zborului;

— execută aterizarea forţată în afara aerodromului;

— părăseşte avionul, cînd situaţia a devenit deosebit de critică şi înălţimea de zbor îi permite acest lucru.

Dacă înrăutăţirea bruscă a timpului surprinde avioane izolate în zbor deasupra aerodromului şi în zone, piloţii respectivi sînt obligaţi să execute aterizarea în cel mai scurt timp, în ordinea stabilită de conducătorul de zbor.

11.17. Înrăutăţirea stării de sănătate a pilotului

Deşi vizitele medicale periodice şi controalele medicale zilnice asigură accesul la zbor numai a personalului navigant aflat în condiţii psiho-fizice perfecte, pot apărea cazuri de îmbolnăvire sau alterare a stării de sănătate a pilotului în timpul zborului. Într-un asemenea caz pilotul este obligat să ia următoarele măsuri:

— raportează conducătorului de zbor despre înrăutăţirea stării de sănătate şi hotărîrea luată;

— întrerupe misiunea;

— se îndreaptă spre aerodromul de bază sau spre cel mai apropiat teren de aterizare;

— în cazuri grave ia hotărîrea de aterizare forţată pe teren necunoscut;

11.18. Blocarea manetei de gaze la poziţia „în plin"

În cazul blocării manetei de gaze la regim maxim, pilotul ia următoarele măsuri:

— raportează conducătorului de zbor;

— întrerupe misiunea şi vine la aerodrom pentru aterizare;

— verifică parametrii motorului după aparatele de bord;

— cabrează avionul pentru a scădea viteza, în vederea scoaterii trenului de aterizare;

— alege direcţia de aterizare cea mai lungă care să-i asigure o filare prelungită şi un rulaj după aterizare mai lung;

— cînd este sigur că „prinde" aerodromul cu motorul oprit, taie contactul general şi cel al magnetourilor;

— scoate flapsul în poziţia pentru aterizare;

— execută aterizarea cu profil normal.

11.19. Cedarea unor comenzi

În cazul cedării comenzii profundorului, se procedează astfel:

— se reglează zborul orizontal al avionului din trimerul de profundor, cînd acesta lucrează liber;

— se raportează conducătorului de zbor;

— cu aprobarea conducătorului de zbor se simulează, cu trenul şi flapsul scoase, o aterizare cu ajutorul trimerului de profundor (simularea se execută la înălţimea de minimum 500 m);

— cu aprobarea conducătorului de zbor şi la indicaţiile acestuia, se vine la aterizare cu o pantă mică şi de la distanţă mai mare, folosind trimerul de profundor şi variaţiile de regim ale motorului.

De reţinut că *dacă profundorul este blocat*, trimerul nu are nici un efect, în consecinţă, aterizarea neputîndu-se executa în condiţii de deplină securitate, pilotul ia hotărîrea de a părăsi avionul cu paraşuta.

În cazul cedării comenzii eleroanelor, situaţia se poate rezolva cu comanda direcţiei (palonierul) şi a profundorului (manşa în profunzime). Acţionînd direcţia în partea în care trebuie înclinat avionul, acesta se roteşte în jurul axei verticale ca efect principal, iar apoi, din cauza vitezei mai mari a planului din exterior faţă de cel din interior, apare înclinarea ca efect secundar. Cu profundorul se are în vedere menţinerea zborului orizontal sau a pantei care interesează, avînd grijă ca înclinările să fie foarte mici, deoarece în caz contrar există riscul ca avionul să nu mai poată fi oprit din înclinare. Pentru executarea unui zbor în asemenea condiţii se cere ca pilotul să fi executat în prealabil exerciţii cu asemenea teme.

În cazul cedării comenzii direcţiei, situaţia se poate rezolva prin înclinarea laterală cu ajutorul eleroanelor. Ca efect principal se produce înclinarea, iar ca efect secundar rotirea în partea înclinării, din cauza apariţiei unei forţe laterale pe ampenajul vertical (fig. 11.3). Se precizează că pentru cazurile speciale arătate la § 11.19 piloţii trebuie să fi executat un antrenament deosebit pentru a putea executa zborul în condiţiile arătate (cedare comandă eleroane sau direcţie).

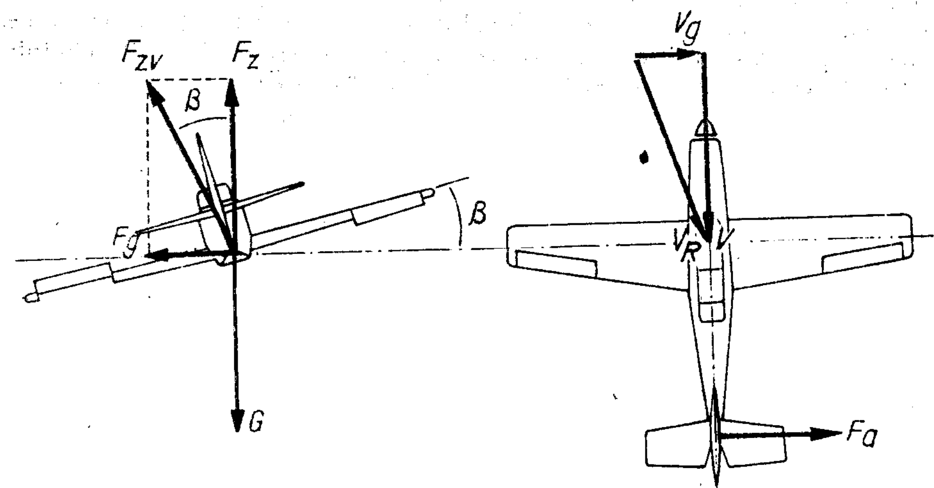


Fig. 11.3. Executarea virajului cu comanda direcţiei cedată. Datorită forţei de glisare spre stînga $F_g = G \operatorname{tg} \beta$ avionul capătă viteza de glisare V_g, care produce rotirea avionului prin apariţia forţei laterale F_a pe ampenajul vertical.

11.20. Părăsirea avionului cu paraşuta

Pilotul părăseşte bordul avionului cu paraşuta la ordinul conducătorului de zbor sau din proprie iniţiativă în următoarele situaţii:

— ruperea unor organe vitale ale avionului (plan, direcţie etc.);
— intrarea într-o evoluţie din care avionul nu mai poate fi scos;
— oprirea motorului deasupra munţilor, neexistind nici o porţiune de teren propice aterizării forţate;
— existenţa unui incendiu la bord care nu poate fi stins şi care nu permite aterizarea forţată în deplină securitate pentru pilot (flăcări în cabină);
— apariţia unor fenomene meteorologice deosebit de critice.

Părăsirea avionului cu paraşuta se execută astfel:

— se raportează conducătorului de zbor;
— se îndreaptă avionul spre o direcţie degajată de localităţi şi nepopulată;
— se dă trimerul profundorului puţin la cabraj;
— se taie contactul general şi al magnetourilor;
— se închide robinetul de benzină;
— se desfac centurile de scaun şi se scoate stecherul din priza de radio;
— se larghează cupola cabinei;
— se părăseşte avionul.

La părăsirea avionului trebuie să se aibă în vedere cum se face deschiderea paraşutei, automat sau comandat, precum şi partea în care se sare din avion, în interior sau exterior, aceasta în funcţie de poziţia avionului. Este de dorit, pe cît posibil, să se evite sărirea spre interior; de regulă se sare în exteriorul rotirii avionului, cazul vriei de exemplu. Părăsirea avionului se face prin ridicarea pe scaun şi apoi sărirea cu capul în jos. La deschiderea comandată a paraşutei, se aşteaptă cîteva secunde după părăsirea avionului (3—5 s), după care se trage de mînerul de deschidere al paraşutei. După deschidere, prin tragerea alternativă de chingile paraşutei din faţa pieptului se roteşte astfel paraşuta pentru a veni la aterizare cu vîntul în faţă.

12

ZBORUL ACROBATIC

12.1. Consideraţii generale

Una dintre cele mai importante etape în formarea şi pregătirea pilotului este cea a zborului acrobatic. Indiferent de specializarea ulterioară a pilotului (transport public, misiuni utilitare sau sportive etc.), etapa zborului acrobatic este obligatorie. Însuşirea zborului acrobatic dă garanţia formării unui pilot complet pregătit, fără nici un fel de complexe şi pentru care zborul nu mai are secrete. Zborul acrobatic dezvoltă îndemînarea şi şlefuieşte mişcările, care capătă coordonarea necesară unui pilotaj de calitate. Creşte încrederea pilotului în aparatul de zbor şi în caracteristicile sale constructive, de care devine pe deplin conştient, ştiind precis ce şi cît poate cere de la acesta. Creşte în acelaşi timp încrederea în propriile posibilităţi, pilotul devenind conştient de capacitatea sa de a face faţă cu promptitudine şi corect oricărei situaţii critice ce ar putea apărea în timpul zborului. Pe lîngă dezvoltarea curajului, a stăpînirii de sine, a siguranţei în pilotarea avionului, a posedării reflexelor în situaţii limită, zborul acrobatic disciplinează pilotul şi-l conştientizează de necesitatea permanentei aplicări şi în totalitate a regulilor legate de securitatea zborului.

La sfîrşitul etapei de pregătire acrobatică pilotul dovedeşte mai mult sînge rece şi curaj în acţiunile sale, el simţind evoluţiile avionului şi poziţia acestuia în spaţiu în orice figură acrobatică. Pentru piloţii deosebit de dotaţi fizic şi psihic şi care doresc să practice pilotajul de înaltă performanţă, pregătirea se continuă pentru însuşirea şi stăpînirea figurilor de înaltă acrobaţie, realizînd aşa-numita *şcoală de zbor artistic*. Pentru aceasta este necesar ca zborul să se efectueze mai departe cu avioane special construite şi echipate, dotate cu aparatură de evidenţiere a factorului de sarcină — pozitiv şi negativ — cu suprafeţe mari de comandă, cu greutate redusă şi un grup motopropulsor care să-i asigure o tracţiune superioară.

Se deosebesc ***evoluţii acrobatice de bază*** (elementare) şi *evoluţii de înaltă acrobaţie*. **Evoluţiile acrobatice de bază se pot executa atît cu avionul, cît şi cu planorul sau motoplanorul. Figurile de înaltă acrobaţie pot fi executate corect numai cu avioane de înaltă acrobaţie** (v. § 12.3).

Figurile ce se execută în urcare se încep de regulă cu exces de viteză, pentru a se asigura corectitudinea lor şi viteza de evoluţie minimă necesară la ieşirea din figură. Figurile ce se execută în coborîre se încep cu viteza minimă de evoluţie şi cu motorul la regim minim, pentru a se evita pierderi excesive de înălţime şi depăşirea vitezei maxime admise în picaj, precum şi a factorului de sarcină admis în exploatare n_e pentru avionul respectiv.

12.2. Evoluţiile acrobatice de bază şi executarea acestora

Evoluţiile acrobatice de bază (elementare) sînt următoarele: vria, lupingul, ranversarea, răsturnarea, imelmanul şi tonoul.

Vria. Vria este evoluţia dirijată în care avionul cade la unghiuri de incidenţă supracritice, rotindu-se simultan în jurul axei verticale Oz şi a celei longitudinale Ox (fig. 12.1). Vria normală de pe faţă se execută cu motorul redus la viteza de 110 km/h, dîndu-se palonier hotărît în partea în care se doreşte să se execute rotirea. În clipa în care avionul începe rotirea, se trage manşa complet înapoi. În cazul cînd aceste comenzi au fost date ferm, atunci avionul se angajează stabil în vrie. Cu aproximativ 1/4 tur de vrie înaintea reperului ales pentru scoaterea din vrie, se scoate piciorul din partea rotirii şi se apasă ferm palonierul din partea opusă rotirii. Aproximativ pe direcţia dorită; cînd avionul se opreşte din rotire se aduce palonierul la mijloc şi, în aceeaşi clipă, se împinge manşa spre înainte. Se menţine avionul în picaj pînă la atingerea vitezei dorite, cînd se redresează şi se repune motorul la turaţia normală. După redresare, avionul are o viteză de 200—250 km/h.

Atenţie! Să nu se împingă manşa în faţă înainte de oprirea avionului din rotire, deoarece în această situaţie direcţia este „umbrită" de profundor.

Greşeli caracteristice:

— se introduce în vrie la viteză prea mare, vria ieşind largă;

— după oprirea rotirii, la scoaterea din vrie, se uită manşa trasă, ceea ce conduce la o nouă angajare;

— nu se ţine piciorul ferm împins şi avionul are tendinţa de a ieşi din vrie;

— se scoate prea tîrziu sau prea devreme, adică nu cu aproximativ 1/4 ture înainte de reper, şi deci avionul nu se mai opreşte pe reper.

Lupingul. Lupingul este prima şi cea mai spectaculoasă figură acrobatică executată în perioada de debut a aviaţiei. Evoluţia corectă cere ca avionul să descrie o traiectorie circulară de 360°, în plan vertical (fig. 12.2). Pentru a se realiza o execuţie sigură şi corectă a lupingului este necesar să se imprime avionului o viteză mare la intrarea în evoluţie (minimum 220 km/h). O dată obţinută această viteză şi cu motorul la turaţia maximă (sau se poate păstra o mică rezervă pentru partea superioară a lupingului), se trage progresiv, dar ferm de manşă, pentru a descrie un cerc în plan vertical. Se urmăreşte

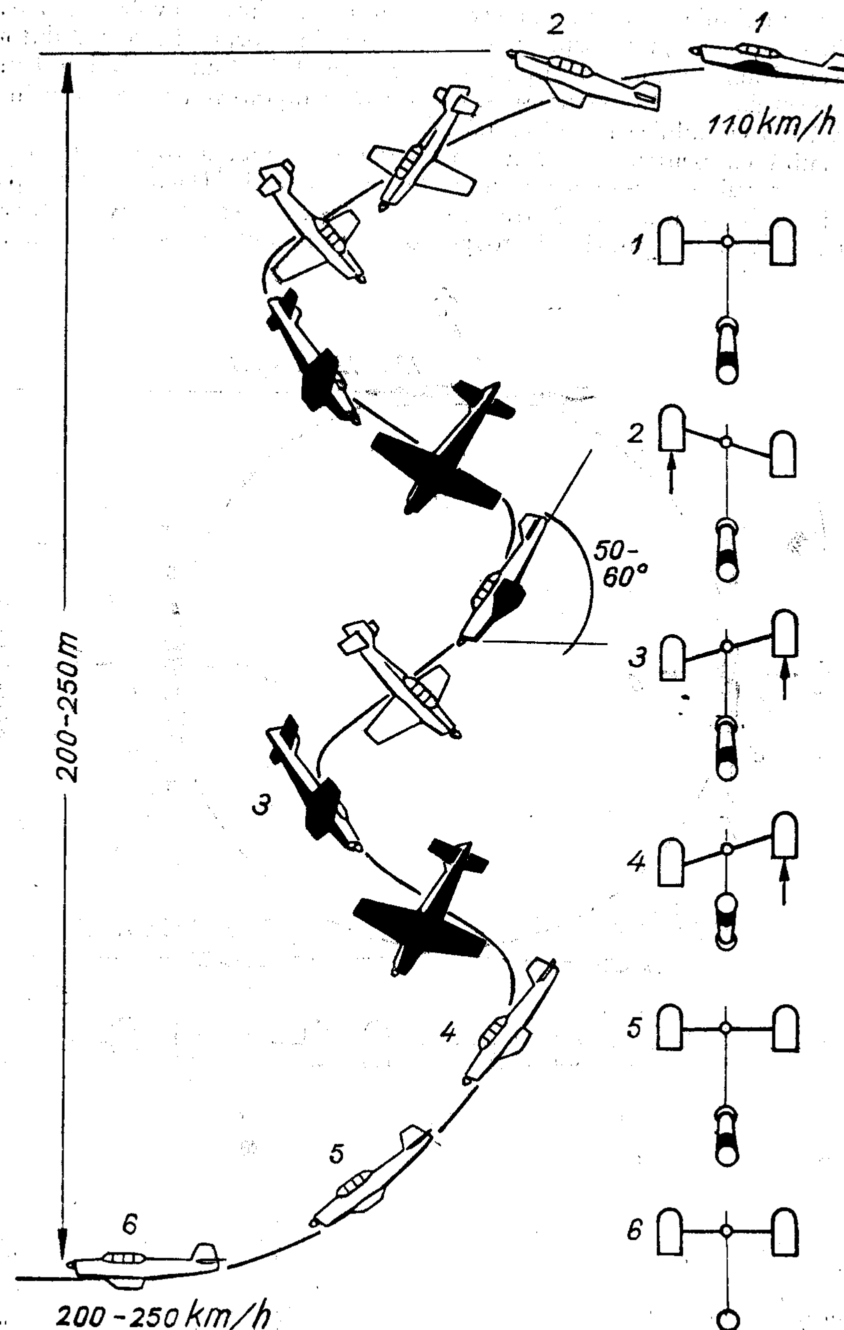


Fig. 12.1. Vria

ca viteza unghiulară să nu varieze prea mult în timpul evoluţiei, aceasta putîndu-se aprecia prin forţa cu care este împins corpul în scaun datorită forţei centrifuge, precum şi după accelerometru. Pe măsură ce avionul urcă, viteza acestuia tinde să se micşoreze datorită componentei îndreptate în jos a greutăţii avionului (fig. 12.2, poz. 2).

Rezultă că pentru a realiza o traiectorie cît mai apropiată de cercul geometric trebuie ca presiunea pe manşă să fie variabilă. Dacă în prima parte a buclei, de la poziţia 1 la 2, tragerea de manşă a fost fermă şi progresivă, în partea a doua a ramurii urcătoare, de la 90 la 180°, presiunea pe manşă

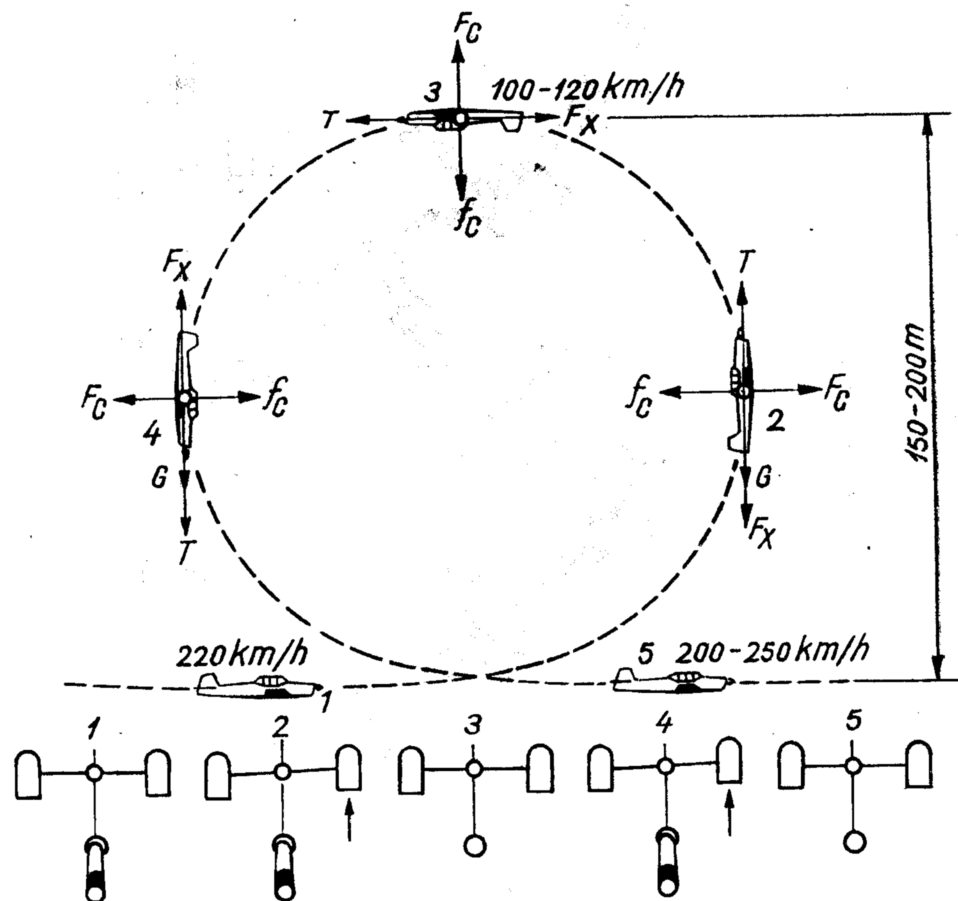


Fig. 12.2. Lupingul:

T — tracţiunea; f_c — forţa centripetă = $(\rho/2)\, SV^2C_z$; F_C — forţa centrifugă = $m_{av} V^2/R$; F_x — rezistenţa la înaintare = $(\rho/2)\, SV^2C_x$; G — greutatea avionului; m_{av} — masa avionului; V — viteza avionului; R — raza lupingului; ρ — densitatea aerului; S — suprafaţa aripii; C_z — coeficientul de portanţă; C_x — coeficientul de rezistenţă la înaintare.

Pe ramura ascendentă *2* avionul tinde să decelereze, pentru că $F_x + G > T$, iar pe ramura descendentă *4* tinde să accelereze, pentru că $F_x < G + T$. Pentru a se remedia în parte această situaţie se foloseşte o rezervă de motor, din punctul *2* pînă în punctul *4*, obţinîndu-se astfel o viteză unghiulară fără variaţii prea mari. Chiar de la intrarea în luping, precum şi în punctele *2* şi *4*, unde viteza este mare, mişcarea de precesie va fi importantă, fapt ce va necesita, pentru anularea ei, presarea palonierului drept (a nu se confunda cu precesia de la lupingul inversat).

slăbeşte astfel încît, în poziţia pe spate, manşa să revină aproximativ la mijloc. Din poziţia pe spate (180—270°) rotunjimea buclei se realizează prin uşoara presare a manşei spre înainte (atenţie pentru a nu se trece în zbor orizontal pe spate şi deci căderea în centuri), ca apoi, în a doua parte a ramurii coborîtoare (270—360°), să se reînceapă trasul progresiv, dar ferm, de manşă, pentru a redresa avionul, realizînd pe cît posibil o viteză unghiulară fără variaţii mari (în partea superioară a buclei se foloseşte rezerva de motor).

Pe tot parcursul buclei se urmăreşte paralelismul aripii cu linia orizontului. Din poziţia pe spate, concomitent cu începerea ramurii coborîtoare a buclei, se începe reducerea progresivă a motorului. Pe parcursul evoluţiei avionul are tendinţa de a părăsi planul vertical iniţial, în special pe ramura urcătoare, din cauza efectului giroscopic al elicei (mişcarea de precesie), care se anulează cu ajutorul palonierului.

Diametrul unui luping executat cu avionul ZLIN 726 este de 150—200 m, iar viteza de ieşire de aproximativ 200—250 km/h, propice executării altor figuri acrobatice (ranversare, imelman etc.).

Lupingul poate fi executat şi cu planorul, motoplanorul sau cu avionul cu motorul redus, dar forma buclei va avea de suferit, aceasta fiind departe de forma geometrică.

Într-un luping corect executat, pilotul resimte efectul forţei centrifuge în mod aproape constant, pe tot parcursul evoluţiei. Pilotul trebuie să respecte cu stricteţe vitezele maxime admise, pentru a nu se ajunge la acceleraţii care să nu poată fi suportate de organism sau să conducă la factori de sarcină prea mari pentru avionul respectiv. Astfel, în cazul de faţă, la $V = 220$ km/h $= 61$ m/s (la intrarea în luping) şi $R = 100$ m, acceleraţia este $R\omega^2 = V^2/R = 61^2/100 = 36$ m/s², adică de aproximativ 3,7 ori mai mare decît acceleraţia gravitaţiei ($g = 9{,}81$ m/s²), ceea ce pentru un organism normal şi antrenat este uşor de suportat. De asemenea, avionul trebuie să reziste al acest factor de sarcină.

Greşelile caracteristice:

— se intră în evoluţie cu viteză insuficientă, pilotul nemairealizînd o viteză unghiulară fără variaţii mari, bucla ieşind ţuguiată în partea superioară şi putîndu-se ajunge în poziţia pe spate, în limită de viteză, avionul riscînd să se angajeze (fig. 12.3);

— se trage prea puternic de manşă în prima parte a buclei şi apoi se slăbeşte prea mult, avionul urcînd în loc să se rotească şi făcînd ca bucla să fie deformată, ţuguiată la partea superioară, ca şi în cazul precedent;

— se reduce prea mult efortul pe manşă în partea superioară a buclei sau chiar se împinge prea mult de manşă, bucla apărînd aplatisată (fig. 12.4);

— din poziţia pe spate se trage prea devreme de manşă sau prea mult, bucla ieşind ovalizată pe verticală (fig. 12.5);

— se trage exagerat de manşă în partea superioară a buclei, la viteză mică, avionul putînd sări, să se angajeze în pierdere de viteză sau chiar să intre în vrie pe spate;

— se trage exagerat de manşă pe ramura coborîtoare, putîndu-se depăşi unghiul de incidenţă critic, ceea ce conduce la angajarea avionului; de altfel, trasul exagerat de manşă şi în special cu bruscare nu se recomandă la nici o

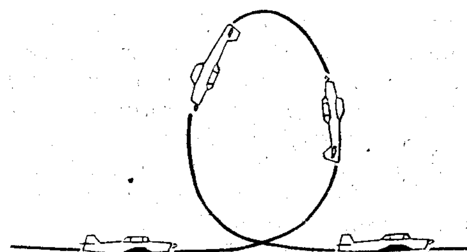


Fig. 12.3. Lupingul cu viteză mică de intrare și tras pronunțat de manșă în prima parte a buclei. Avionul nu poate să execute bucla rotund la partea superioară din lipsă de viteză.

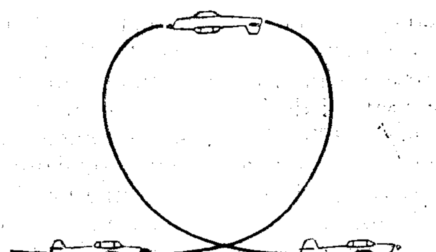


Fig. 12.4. Lupingul ținut pe spate.

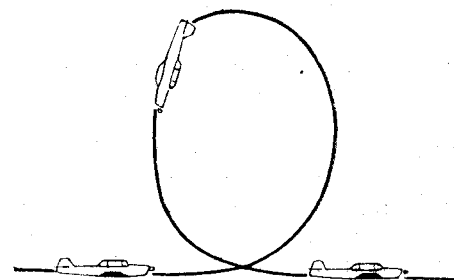


Fig. 12.5. Lupingul tras prea devreme din poziția pe spate, bucla apare ovalizată.

resursă, deoarece poate fi fatal, mai ales dacă execuția s-a produs la înălțime și viteză mică.

Din greșelile arătate mai înainte rezultă că punctele dificile în executarea lupingului sînt între pozițiile *1* și *2* (v. fig. 12.2), unde factorul de sarcină este mare, în partea superioară a buclei poz. *3*, unde se poate atinge unghiul de incidență critic pe spate și se poate intra în vrie pe spate, și în poziția *4*, cînd, dacă se precipită tragerea de manșă, se poate depăși $\sphericalangle\ i_{cr}$ și deci avionul poate sări sau se poate angaja.

Ranversarea. Ranversarea este evoluția avionului în plan vertical, în care acesta realizează o schimbare de sens a zborului cu 180°, rotindu-se în jurul axei sale verticale Oz (fig. 12.6). Execuția corectă a ranversării și aprecierea evoluției impun, din partea pilotului, luarea în considerare a tuturor elementelor componente ale acestei spectaculoase și de loc ușoare figuri acrobatice, și anume:

— trecerea avionului din zbor orizontal în zbor vertical cu un exces de viteză, care să-i asigure un zbor ascendent suficient de lung;

— realizarea unui zbor în plan vertical;

— răsucirea avionului în jurul axei verticale Oz la viteza corespunzătoare și fără abateri din planul de zbor;

— realizarea unui picaj în plan vertical și trecerea apoi în zbor orizontal.

Ranversarea se execută astfel: din zbor orizontal la viteza de 200—210 km/h, prin tragerea lină și progresivă de manșă, se trece avionul în zbor în urcare pe verticală, poziție în care este stabilizat cu manșa puțin în față (avionul urcă pe axa de portanță nulă a aripii, fig. 12.6, poz. *2*). Corectitudinea verticalei și echilibrul avionului în planul vertical se verifică privind stînga și dreapta, pentru a se vedea paralelismul aripii cu linia orizontului. La viteza de 120—140 km/h la ranversarea pe stînga și la 80—100 km/h la cea pe dreapta, se dă lin, dar ferm, comanda de palonier, obligînd avionul să se răsucească în jurul axei verticale în partea dorită (fig. 12.6, poz. *3* și *4*). Din momentul în care avionul începe să se rotească, se susține ușor cu manșa în partea opusă rotirii, pentru a anula tendința de autoînclinare din cauza vitezei superioare a planului din exterior. Din manșă și palonier se stabilizează avionul într-un picaj vertical, reducînd în același timp și motorul. După ce s-a realizat o traiectorie verticală aproximativ paralelă cu cea realizată în cabraj și totodată egală cu aceasta, se redresează avionul în zbor orizontal și se repune motorul la regim de lucru (fig. 12.6, poz. *5*, *6*, *7* și *8*).

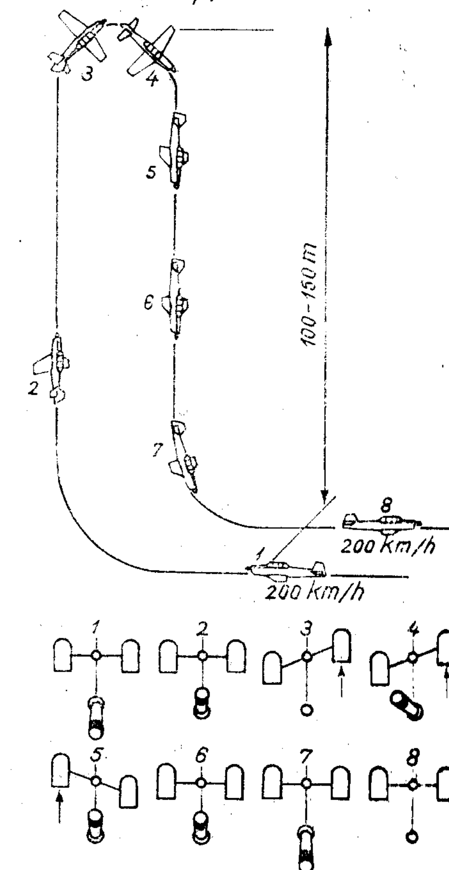


Fig. 12.6. Ranversarea:
a — ranversarea pe stînga; *b* — ranversarea pe dreapta.

Greșeli caracteristice:

— se intră în zborul vertical cu viteză mică, pilotul nu mai are timp să-și fixeze corect verticala, îl surprinde limita de viteză și figura este ratată;

— nu se stabilește un zbor la verticală; în cazul în care urcarea se execută la 60—75°, ranversarea va apărea ca un viraj peste umăr, urmat de un picaj; în cazul în care verticala este depășită (95—100°), avionul iese din planul vertical, ranversarea făcîndu-se pe cabină;

— se dă comanda de rotire în vîrful pantei, la viteză mare, ranversarea ieșind virată, deoarece avionul nu se răsucește în jurul axei sale verticale, ci în jurul vîrfului planului din interior;

— se dă comanda de rotire în vîrful pantei la viteză prea mică, avionul cade în pendul sau se angajează.

Răsturnarea. Răsturnarea este o evoluție a avionului în care acesta realizează o schimbare rapidă a sensului de zbor cu 180°, cu pierdere de înălțime

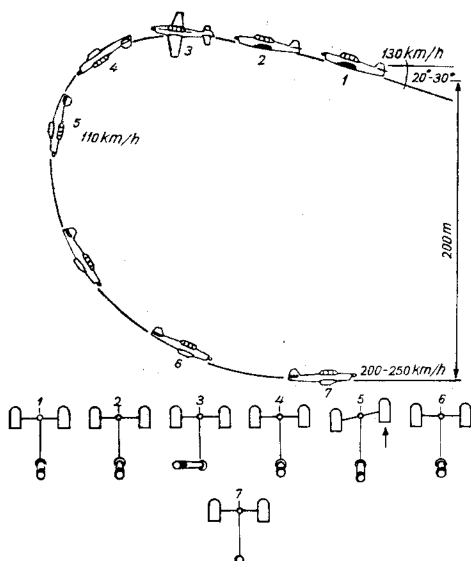


Fig. 12.7. Răsturnarea.

și creștere de viteză (fig. 12.7). Pentru a evita pierderea mare de înălțime și creșterea exagerată a vitezei, răsturnarea se execută dintr-un cabraj de 20—30° (fig. 12.7, poz. *1*, *2*).

După ce se cabrează avionul la acest unghi, la viteza de 130 km/h, se dau comenzile pentru semitonou (fig. 12.7, poz. *3*). Se oprește avionul din rotire pe spate și, presînd progresiv manșa spre înapoi, se introduce avionul în picaj, reducîndu-se motorul pe măsura creșterii vitezei (fig. 12.7, poz. *4*). Se execută astfel o semibuclă în coborîre. Se continuă apoi trasul de manșă, redresînd avionul, care este oprit în zbor orizontal, repunîndu-se motorul și stabilindu-se viteza necesară pentru următoarea evoluție (fig. 12.7, poz. *5*, *6* și *7*). Viteza de scoatere din răsturnare este de 200—250 km/h, iar pierderea de înălțime de aproximativ 200 m.

Greșeli caracteristice:

— se intră în răsturnare cu viteză mare, viteza crește excesiv în picaj, de asemenea și pierderea de înălțime este exagerată;

— se trage puternic de manșă după răsucirea avionului și apare riscul angajării avionului, deoarece se poate depăși unghiul critic al aripii;

— nu se rotește complet avionul la 180° sau se rotește prea mult și atunci răsturnarea nu se mai realizează într-un plan vertical, ci într-unul oblic.

Atenție! Precipitarea redresării avionului pe ramura coborîtoare la înălțime mică poate duce la impactul cu solul (se depășește unghiul de incidență critic al aripii).

Imelmanul. Imelmanul este evoluția avionului în care acesta execută o schimbare rapidă de sens cu 180°, cu cîștig substanțial de înălțime și reducerea vitezei (fig. 12.8). După cum se vede din figură, evoluția este complexă, fiind compusă din jumătate luping, combinat cu jumătate tonou. Avînd în vedere necesitatea răsucirii avionului într-un semitonou în partea superioară a semibuclei, este necesar ca intrarea în evoluție să se facă cu o viteză superioară lupingului (minimum 240 km/h). Pilotul execută o jumătate de luping normal, iar în partea superioară a acestuia oprește avionul pe spate 2—3 s, după care, menținînd motorul la regim maxim, execută jumătate tonou, astfel ca din poziția pe spate avionul să ajungă în poziția pe față. Pe măsură ce avionul prinde viteză, se reduce din motor în mod corespunzător. În mod normal, în timpul execuției imelmanului se cîștigă în înălțime 150—200 m.

În cazul în care viteza inițială nu este cea recomandată sau greșelile comise în prima parte a semilupingului conduc la pierderea vitezei, nu se va mai executa semitonoul și se va continua lupingul, pentru a se evita angajarea avionului la răsucirea în semitonou, sau se execută semitonoul în coborîre, cînd viteza este asigurată.

Greșeli caracteristice

— pentru ramura urcătoare aceleași ca și la luping;

— se dă comanda de semitonou prea devreme, avionul ieșind cu botul mult deasupra orizontului, ceea ce poate conduce la o scădere rapidă de viteză și risc de angajare (fig. 12.9);

— necoordonarea strictă a comenzilor sau abuzul de picior la semitonou, care pot duce la angajarea avionului în vrie de pe spate;

— se reduce prea devreme motorul, avionul ieșind din evoluție în limită de viteză.

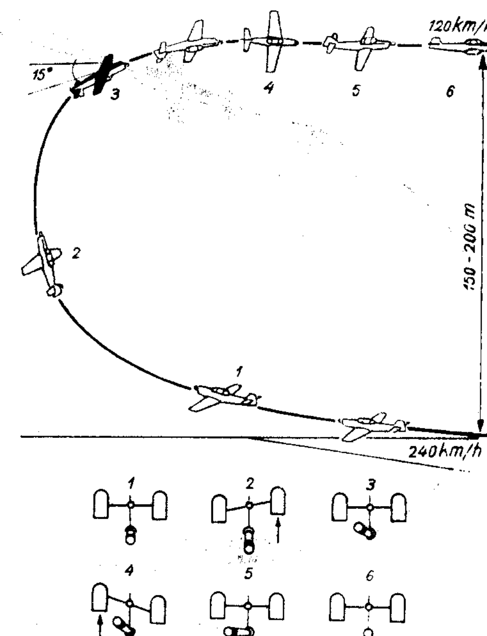


Fig. 12.8. Imelmanul.

Tonoul. Tonoul este evoluția avionului în care acesta execută o rotire completă (360°) în jurul axei sale longitudinale Ox (fig. 12.10). Datorită unghiului de calaj pozitiv al aripii, avionul are tendința sa pice cînd ajunge în poziția pe spate. Pentru a se înlătura acest neajuns, executarea tonoului începe cu mărirea unghiului de incidență cu 15—20° față de orizontală (fig. 12.10 poz. *1*). Apoi se deplasează manșa lateral (stînga, în cazul tonoului pe stînga și dreapta, în cazul tonoului pe dreapta), obligînd avionul să se rotească. După depășirea înclinării de 45° spre dreapta, spre exemplu, se presează din ce în ce mai amplu palonierul stîng (în partea opusă rotirii), pentru a împiedica căderea botului sub orizont, și se presează manșa înainte, pentru a preveni tendința de viraj a avionului, în acest fel anulîndu-se portanța și deci zborul executîndu-se pe axa de portanța nulă a aripii.

La înclinarea de 90°, amplitudinea deplasării palonierului este maximă (fig. 12.10, poz. *3*). Pe măsură ce avionul se rotește, de la 90° înclinare spre 180°, se revine cu palonierul la mijloc, iar manșa este tot mai amplu presată spre înainte și lateral dreapta, astfel încît, în poziția pe spate, palonierul să fie la mijloc și manșa în poziție dreapta și în față, atît cît este necesar pentru a menține avionul în zbor orizontal (fig. 12.10, poz. *4*). Rotirea avionului din poziția pe spate pînă la cea pe față se face prin aceleași comenzi coordonate de manșă și palonier, cu singura deosebire că în poziția la 270° (fig. 12.10, poz. *5*) se presează palonierul drept, iar la revenirea pe față se trage manșa la mijloc (fig. 12.10, poz. *6*).

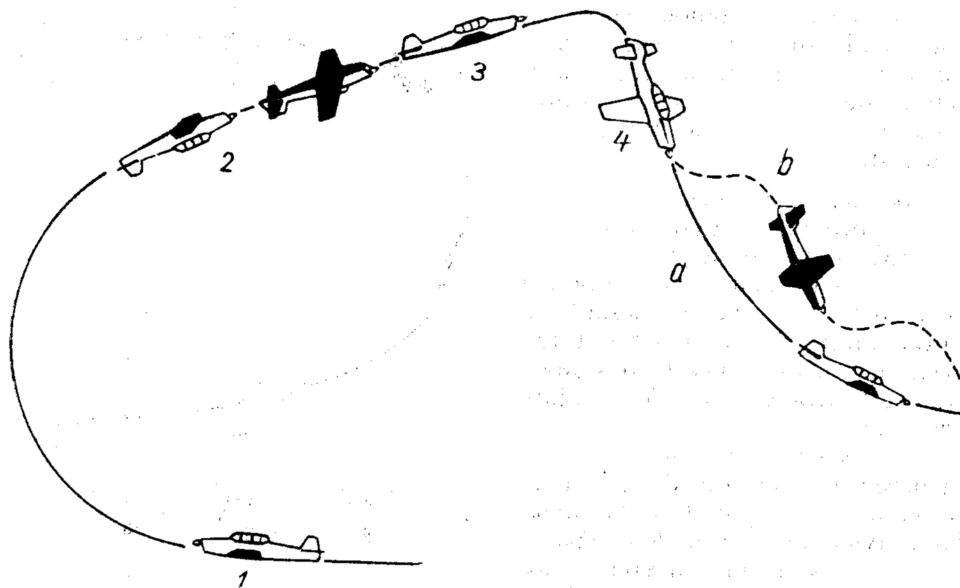


Fig. 12.9. Comandă de semitonou dată prea devreme la imelman:
a – traiectoria avionului cînd, după angajare, avionul este lăsat să prindă viteză; *b* – traiectoria angajărilor repetate datorita tragerii de manșă înainte ca avionul să prindă viteză; *1* – începerea buclei; *2* – comanda de semitonou prea devreme; *3* – avionul iese pe față cu botul mult deasupra orizontului, ceea ce poate duce la angajare în punctul *4*, datorită pierderii rapide de viteză pe porțiunea *2–3*. Dacă avionul s-a angajat se procedează imediat ca în toate situațiile similare: se urmărește avionul cu comenzile, pentru a prinde viteză; dacă înălțimea este mică, se folosește și motorul. Numai după apariția vitezei normele se trece la zborul dirijat.

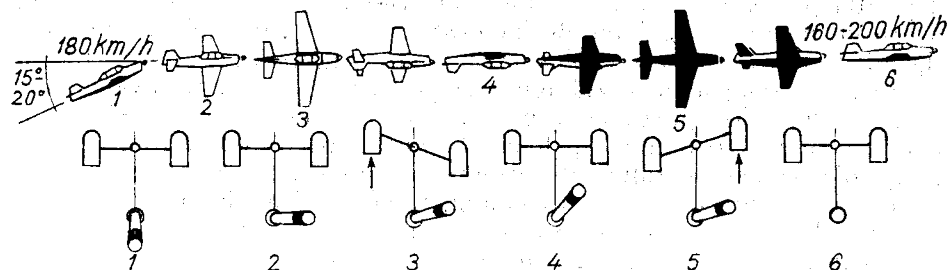


Fig. 12.10. Tonoul. *Atenție!* În punctele *3* și *5*, manșa trebuie impinsă și puțin spre inainte pentru ca traiectoria de zbor să se confunde cu axa de portanță nulă a aripii; în caz contrar avionul va ieși din traiectoria dreaptă.

Tonoul lent sau semilent este o figură acrobatică pretențioasă, care solicită o perfectă coordonare a comenzilor și o exactă dozare a efortului pe manșă și palonier, pentru a se evita pierderea vitezei, a înălțimii sau abateri de la direcția de zbor.

Viteza de introducere în tonou este de 180 km/h, iar viteza de scoatere este de 160–200 km/h.

Greșeli caracteristice la executarea tonoului:

— viteza inițială este prea mică, avionul pierde viteza în timpul rotirii și ulterior pierde din înălțime;

— amplitudinea comenzii laterale din manșă nu se menține constantă pe toată durata tonoului, ceea ce produce variații în viteza de răsucire;

— comenzile nu sînt coordonate cu rotirea avionului în jurul axei sale longitudinale Ox, ceea ce produce abateri mari de la direcția și înălțimea de zbor (tonoul iese în „butoi" în limbajul acrobatic), în special în pozițiile cheie la 90° și 270°, cînd se dă insuficient picior și manșa nu este presată spre înainte pentru a anula portanța (tendința de a executa tonoul-butoi); de asemenea, la 180° (pe spate), cînd nu se presează mult de manșă, ceea ce conduce la o cădere a avionului pe spate, sub orizontală.

12.3. Evoluțiile de înaltă performanță și executarea lor (acrobația de performanță)

Ca și zborul rectiliniu la orizontală sau în pantă la 45°, zborul rectiliniu în urcare sau în picaj, la 90° față de orizontală, constituie evoluția din care începe sau se termină o figură acrobatică sau un complex de figuri acrobatice. Această evoluție, banală după părerea celor necunoscători, este totuși pretențioasă și constituie evoluția de bază pe care se brodează tonourile lente, simple sau multiple, tonourile rapide, pozitive sau negative etc.

Cabrajul la 90° (fig. 12.11), trecerea de la zborul orizontal la cel vertical, se face, de regulă, la viteza maximă și cu motorul în plin, printr-un arc de cerc care să nu conducă la suprasarcini. Evoluția este pretențioasă și dificilă, nu atît prin complexitate sau efortul cerut, ci prin lipsa reperelor de control al poziției în spațiu a avionului. Dacă se privește orizontul spre stînga și spre dreapta, se poate stabili, cu o oarecare probabilitate, paralelismul aripii cu acesta și unghiul de urcare cît mai apropiat de 90° prin manevrarea manșei în profunzime. De asemenea se evită ieșirea laterală de pe verticală prin manevrarea palonierului. Această din urmă manevră este mult mai dificilă și din această cauză marii acrobați participanți la mari competiții internaționale pierd puncte prețioase și obțin note mici nu la figurile executate în zborul rectiliniu în urcare, ci la executarea verticalei, înainte și după executarea figurii respective. Aceasta este cauza pentru care se recomandă tuturor piloților acrobați să acorde cea mai mare atenție acestei evoluții și să folosească orice zbor pentru a se antrena în realizarea verticalelor cu ajutorul conducătorului de zbor, care îi poate corecta prompt și cu competență.

Ieșirea din cabraj la 90° se poate face fie prin împingere de manșă (incomod), fie prin tragere de manșă, ieșind în zbor pe spate, fie executînd o ranversare.

Picajul la 90° (fig. 12.12) se execută din zbor orizontal, prin împingere de manșă (incomod), la viteza minimă de evoluție și cu motorul redus, sau din răsturnare, cel mai indicat, sau din altă figură acrobatică (ranversare, vrie, pen-

dul etc.). Picajul la 90° (pe verticală) se execută în axa de portanță nulă a aripii, evoluție mai ușor de realizat, avînd în vedere controlul perfect al poziției ce-l poate realiza pilotul cu reperele de pe sol. Traiectoria pe verticală se poate menține constantă prin împingerea manșei pe măsura creșterii vitezei, deoarece stabilizatorul are tendința să scoată avionul de pe verticală. La picajele prelungite este necesar să se supravegheze permanent viteza pentru a nu se depăși viteza maximă admisă. Redresarea se anticipzează prin tragere ușoară de manșă și apoi se iese din picaj printr-un arc de cerc suficient de amplu, pentru a evita suprasarcinile. La executarea redresării din picaj trebuie avut în vedere faptul că avionul continuă să piardă din înălțime (se înfundă),

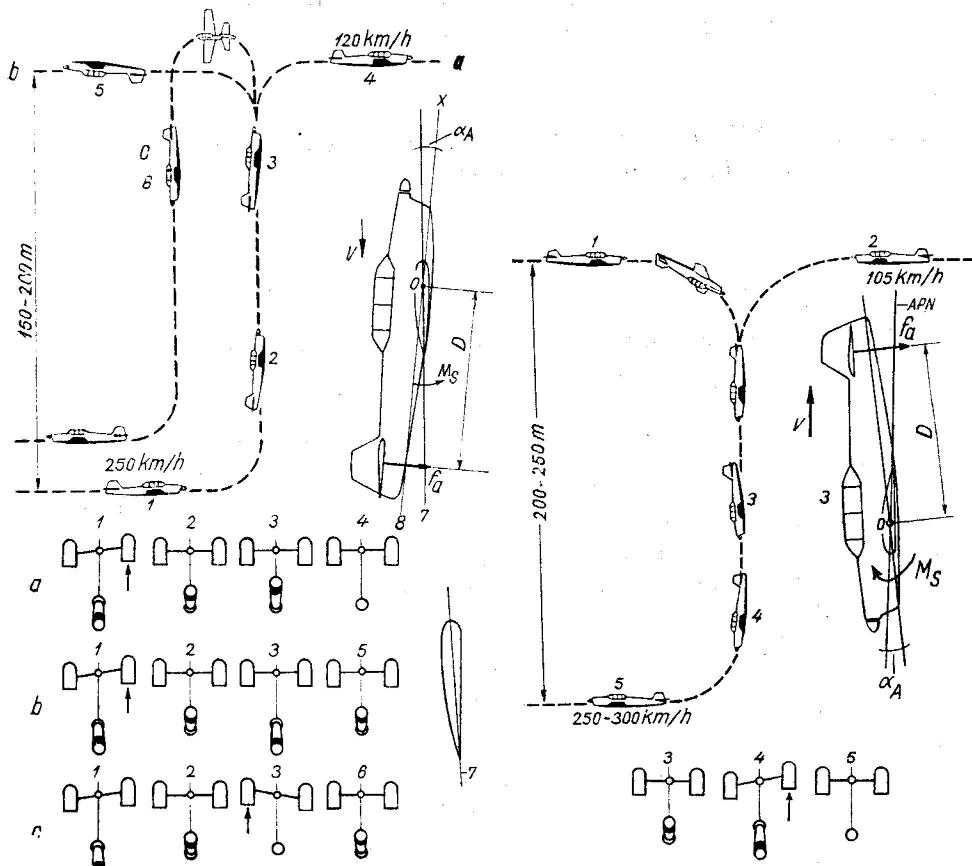


Fig. 12.11. Cabrajul pe verticală:

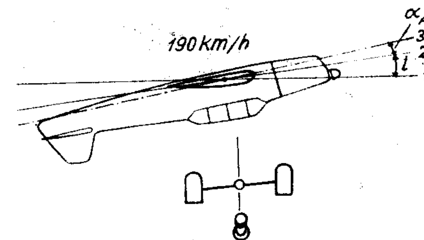
a — ieșirea din cabraj în zbor pe față, prin împingerea manșei; *b* — ieșirea din cabraj în zbor pe spate, prin tragerea manșei; *c* — ieșirea din cabraj prin ranversare; *7* — verticala se confundă cu axa de portanță nulă a aripii (*APN*); *8* — axa longitudinală *Ox* a avionului; *V* — viteza avionului; α_A — unghiul de calaj al aripii; f_a — forța aerodinamică ce acționează pe stabilizator. $M_S = f_a D$ — momentul de stabilizare care tinde să scoată avionul de pe verticală.

Fig. 12.12. Picajul pe verticală:

1 — intrarea în picaj prin răsturnare; *2* — intrarea din zbor orizontal; *3* — zborul pe verticală; *V* — viteza avionului; $M_S = f_a D$ — momentul de redresare. Pentru a anula acest moment. manșa trebuie puțin împinsă, astfel ca zborul să se execute pe *APN*.

Fig. 12.13. Zborul pe spate:

α_A — unghiul de calaj al aripii; *i* — unghiul de incidență al aripii; *1* — orizontala; *2* — axa de portanță nulă *APN*; *3* — axa longitudinală a avionului *Ox*.



atît în timpul redresării, cît și în primele secunde după ce s-a trecut la zborul orizontal. După restabilirea orizontalei se repune progresiv motorul, stabilindu-se viteza necesară figurii următoare.

Zborul pe spate (fig. 12.13) reprezintă evoluția de bază pentru orice acrobat care vizează perfecționarea în executarea figurilor de înaltă acrobație. Este evoluția care pretinde dublarea deprinderilor de pilotaj, în sensul că în zborul pe spate efectul coemenzilor în profunzime și direcție este inversat: pentru a vira spre dreapta se presează palonierul stîng, după cum, pentru a ridica botul și a cabra avionul, se împinge de manșă. Însușirea zborului pe spate impune executarea a multor zboruri de antrenament, dat fiind în primul rînd poziția incomodă pentru pilot (atîrnat în centuri), cît și faptului că accelerațiile se suportă mai greu și produc efecte neplăcute.

Intrarea în zborul pe spate se realizează, de regulă, printr-un semitonou, dar la fel de bine se poate rămîne pe spate din semiluping sau se poate ieși pe spate din orice picaj pe verticală. Pentru intrarea în zborul pe spate se mărește turația motorului corespunzător vitezei de 180—190 km/h, se cabrează avionul la 10—15° deasupra orizontului și se întoarce avionul pe spate printr-un semitonou. În această poziție se echilibrează avionul lateral față de linia orizontului și față de reperul de direcție ales, menținîndu-se botul ridicat 10—15° deasupra orizontului, prin presarea manșei înainte. Botul avionului se menține în această poziție pe tot timpul zborului orizontal, din cauza unghiului de calaj pozitiv al aripii. De aceste caracteristici aerodinamice ale avionului piloții trebuie să țină seamă în toate evoluțiile executate în zborul pe spate.

Ieșirea din zborul pe spate se execută printr-un semitonou, după care, reducîndu-se turația motorului și viteza la cea normală de evoluție, se presează ușor de manșă spre înapoi, pentru a stabili orizontala. De asemenea, se poate ieși și prin semiluping.

La virajele pe spate (fig. 12.14) se dă manșă în partea virajului și spre în față, pentru a nu pica de bot (similar cu tragerea de manșă la virajul pe față), și se presează palonierul în partea opusă virajului, după care se revine cu manșa și se trece puțin în partea opusă, pentru susținerea virajului, continuînd să se mențină botul ridicat deasupra orizontului (mai mult ca la virajul pe față). Ieșirea din viraj se face prin comenzi inverse ca la intrarea în viraj. La executarea virajului de 360° se urmărește menținerea înclinării și a vitezei unghiulare constante. Viteza cu care se execută un astfel de viraj este de 180—200 km/h.

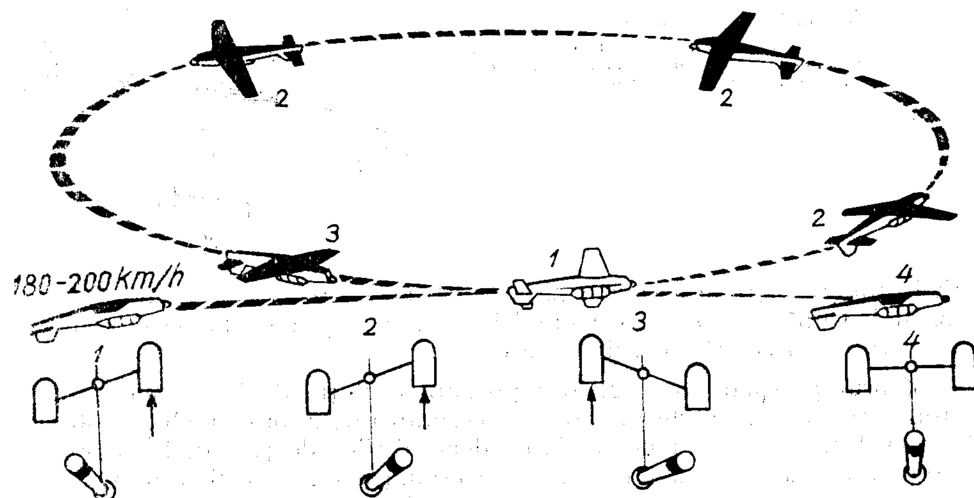


Fig. 12.14. Virajul pe spate.

Lupingul inversat din zbor normal (fig. 12.15) este evoluția în care avionul descrie o traiectorie circulară de 360° în plan vertical de sus în jos. Evoluția solicită fizic pilotul în special în a doua parte a buclei, cînd accelerația este însemnată. În partea de sus, la ieșire, avionul are viteză mică, din care cauză se lucrează totdeauna cu vîntul de față.

Cu motorul complet redus la viteza minimă de evoluție (105—110 km/h), se împinge progresiv, continuu și din ce în ce mai ferm manșa în față și se intră în evoluție. În partea de jos a buclei, în poziția pe spate, avionul are viteza de 240—250 km/h. Apoi se repune motorul progresiv în plin, menținîndu-se manșa ferm împinsă pînă la ieșirea pe față, cînd viteza este de 80—100 km/h.

O atenție deosebită trebuie să se acorde lucrului cu palonierul pentru a nu se devia de la planul vertical de lucru. Spațiul vertical în care se execută evoluția este de 150—200 m.

Lupingul inversat din zbor pe spate (fig. 12.16) este evoluția în care avionul descrie o traiectorie circulară de 360° în plan vertical de jos în sus. Este o evoluție pretențioasă, care cere un grad ridicat de antrenament și care solicită din plin atenția pilotului, avînd în vedere lipsa de repere pentru controlul poziției avionului în spațiu și a slabei eficacități a comenzilor în partea superioară.

Cu motorul la regim de mers în plin se realizează viteza de 250 km/h, se întoarce avionul pe spate și, după ce se stabilește poziția corectă față de orizont, se împinge progresiv și ferm de manșă spre înainte. În partea superioară a buclei avionul are viteza de circa 100 km/h. Se continuă partea a doua a buclei, variind presiunea pe manșă pentru a realiza o buclă cît mai rotundă. Pe măsura creșterii vitezei se reduce complet motorul. Viteza de zbor la sfîrșitul evoluției este de 230—250 km/h.

Spațiul aerian pe verticală în care se execută evoluția este de 150—200 m. Greșeli care se pot face: nu se intră cu viteză suficientă, ceea ce poate conduce

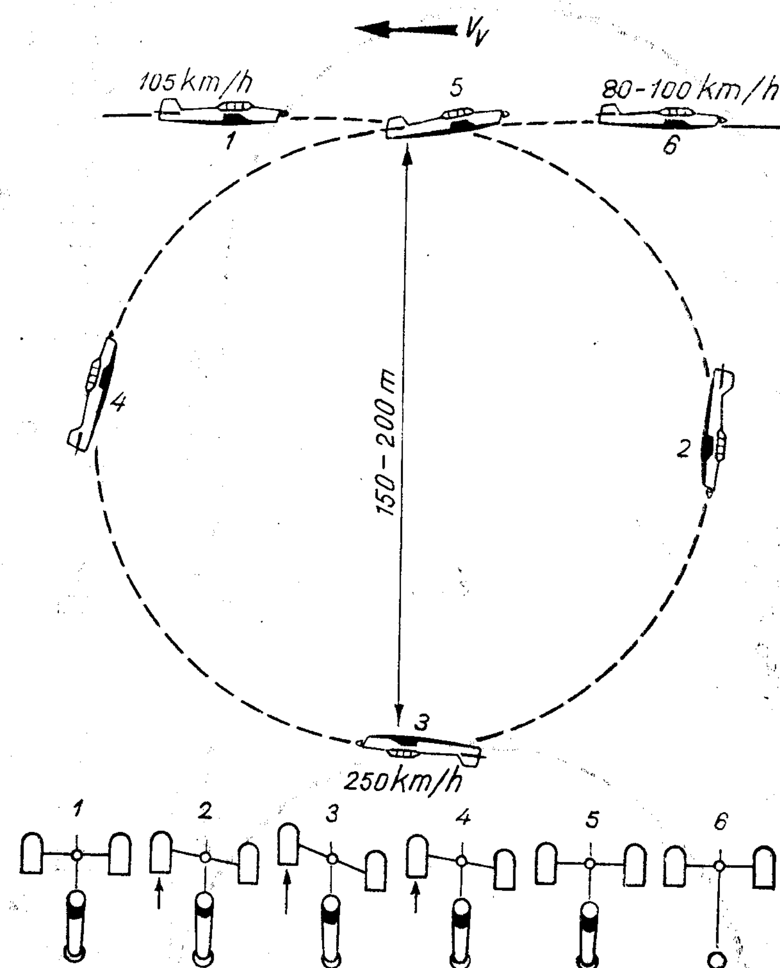


Fig. 12.15. Lupingul inversat din zbor normal.

la o viteză prea mică în partea superioară, urmată de o angajare; nu se împinge manșa ferm la intrarea în luping, ceea ce are același rezultat la partea superioară.

Imelman inversat din zbor pe spate (fig. 12.17) este evoluția avionului în care acesta execută o schimbare rapidă de sens cu 180°, cu cîștig de înălțime și reducerea vitezei, din zbor pe spate. Introducerea în imelman și execuția pînă în partea superioară, cînd avionul ajunge pe față, se face ca la lupingul inversat din zbor pe spate. În partea superioară, pe față, avionul se menține la orizontală cu motorul în plin circa 3 s, pînă cînd crește viteza la minimum 125 km/h, cînd se poate da comanda de semitonou, pentru a întoarce avionul pe spate.

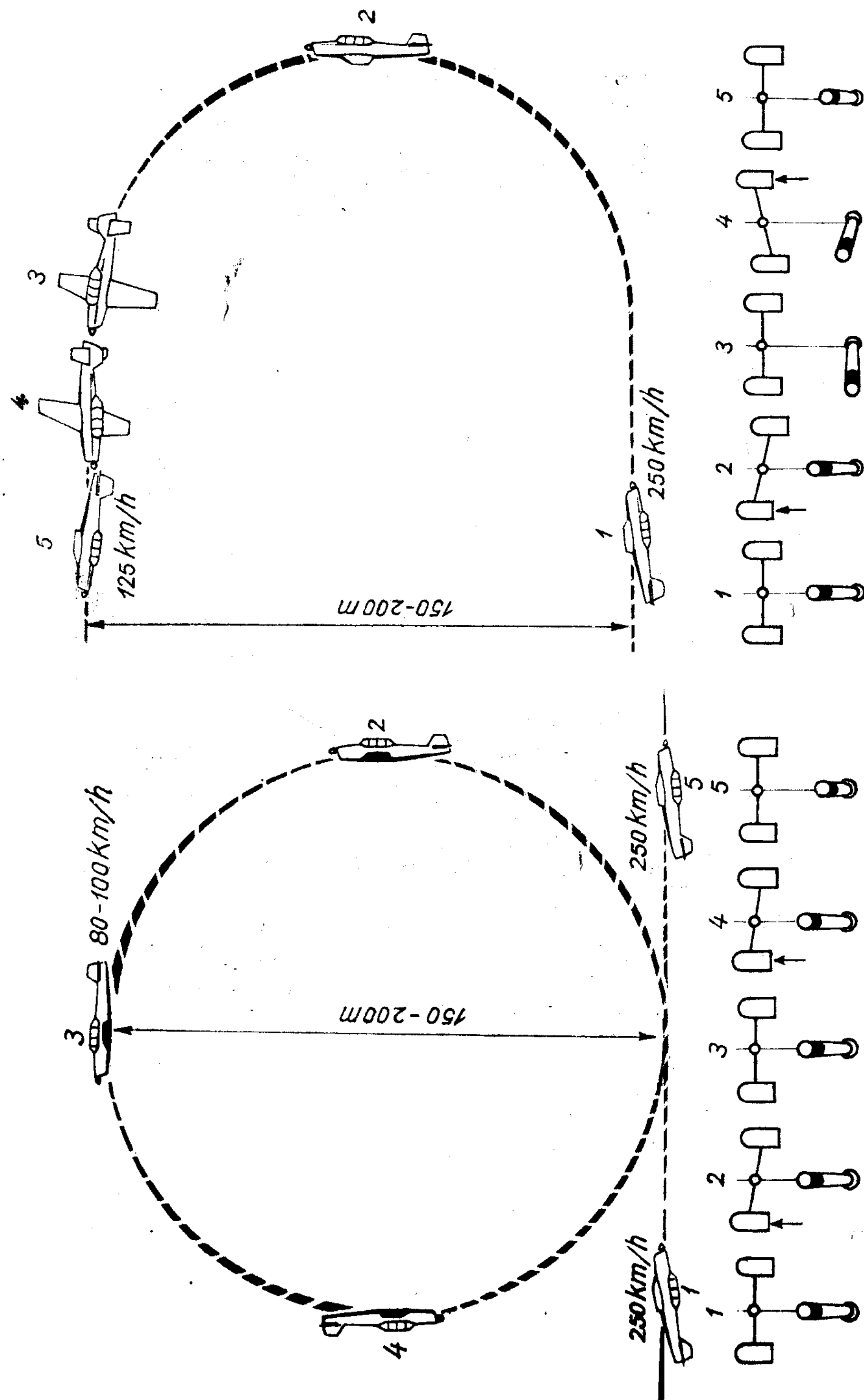


Fig. 12.17. Imelman inversat din zbor pe spate.

Fig. 12.16. Lupingul inversat din zbor pe spate.

Vria normală din zbor pe spate (fig. 12.18) cu scoaterea în zbor pe față sau în zbor pe spate se execută în același mod ca vria din zbor pe față; la intrare însă se dau comenzi încrucișate.

Vria negativă din zbor pe față sau pe spate este, ca și în cazul vriei normale, o evoluție dirijată în care avionul cade controlat, la unghiuri de incidență supracritice, rotindu-se simultan în jurul axei verticale și a celei longitudinale, cu deosebirea că atît la introducere, cît și la scoatere, comenzile sînt diferite. Din poziția pe față sau pe spate se cabrează avionul pînă la realizarea vitezei limită cu motorul redus, cînd se împinge (se trage, din zborul pe spate) complet manșa în față și palonierul pînă la refuz, în partea în care se execută vria. Avionul se angajează energic, căzînd cu botul mult sub orizontală, apoi antrenîndu-se într-o mișcare de rotire aproape de verticală. Cu aproximativ 1/4 tur de vrie (90°) înainte de a ieși pe direcția dorită, se frînează rotirea, presînd palonierul în partea opusă rotirii și, în clipa cînd aceasta aproape a încetat, se revine cu manșa la mijloc, oprind avionul în picaj pe verticală. Se redresează apoi avionul, trăgînd de manșă pentru zborul pe față sau împingînd manșa pentru continuarea zborului pe spate. În continuare, se repune motorul la turația de lucru necesară.

Pendulul este una dintre cele mai spectaculoase figuri acrobatice, care cere însă multă finețe în execuție și se realizează după un antrenament îndelungat. Pendulul este evoluția în care avionul, după ce execută un zbor în urcare pe verticală, într-o continuă pierdere de viteză, execută o alunecare în jos pe coadă, ca apoi să penduleze pe roți (pe față, fig. 12.19, *a*), sau pe cabină (pe spate, fig. 12.19, *b*), după care să se stabilizeze într-un picaj pe verticală.

La viteza de 200 km/h, cu motorul în plin, se cabrează avionul pe verticală (la 90°) și, cu comenzi coordonate de manșă și palonier, se menține avionul echilibrat. Avionul urcă în continuă pierdere de viteză, ajungînd la un moment dat la $V = 0$, cînd pilotul are senzația clară a opririi pe loc, moment în care, trăgînd manșa spre înapoi, avionul are o mișcare de alunecare pe coadă, după care pendulînd energic, cade cu botul în jos pe burtă (pe roți). Se împinge apoi manșa spre înainte, se reduce motorul și avionul se stabilizează în picaj pe verticală. Se redresează avionul și se repune motorul la turația dorită.

Pentru a executa pendulul pe spate (pe cabină), în momentul pierderii complete a vitezei, se împinge manșa în față. Avionul alunecă pe coadă, apoi pendulează căzînd pe spate și rămînînd în picaj. Se reduce motorul, se stabilizează picajul pe verticală și, la obținerea vitezei dorite, se redresează avionul repunînd motorul la turația dorită.

Tonul rapid este, ca și în cazul tonoului lent, evoluția declanșată a avionului în care acesta execută o răsucire rapidă de 360° în jurul axei sale longitudinale (fig. 12.20). Prin evoluție declanșată se înțelege o evoluție brutală. Deci un tonou declanșat este acel tonou rapid pentru care s-au dat comenzi ferme și bruște, avionul executînd tonoul cu un început de săritură.

Pentru executarea tonoului rapid pozitiv (fig. 12.20, *a*), la viteza de 160 km/h, cu turația motorului mărită, se dau comenzi ferme de palonier și

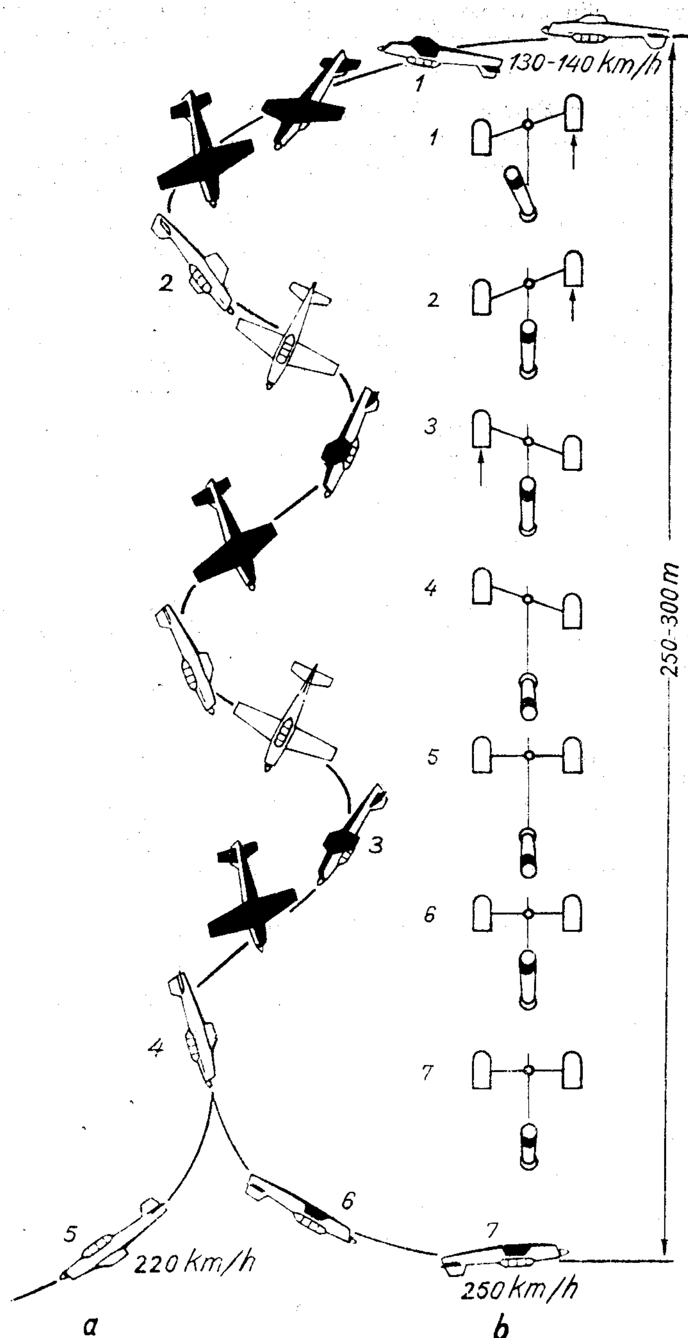


Fig. 12.18. Vria normală din zbor pe spate:
a — ieșirea din vrie în zbor pe față; *b* — ieșirea din vrie în zbor pe spate.

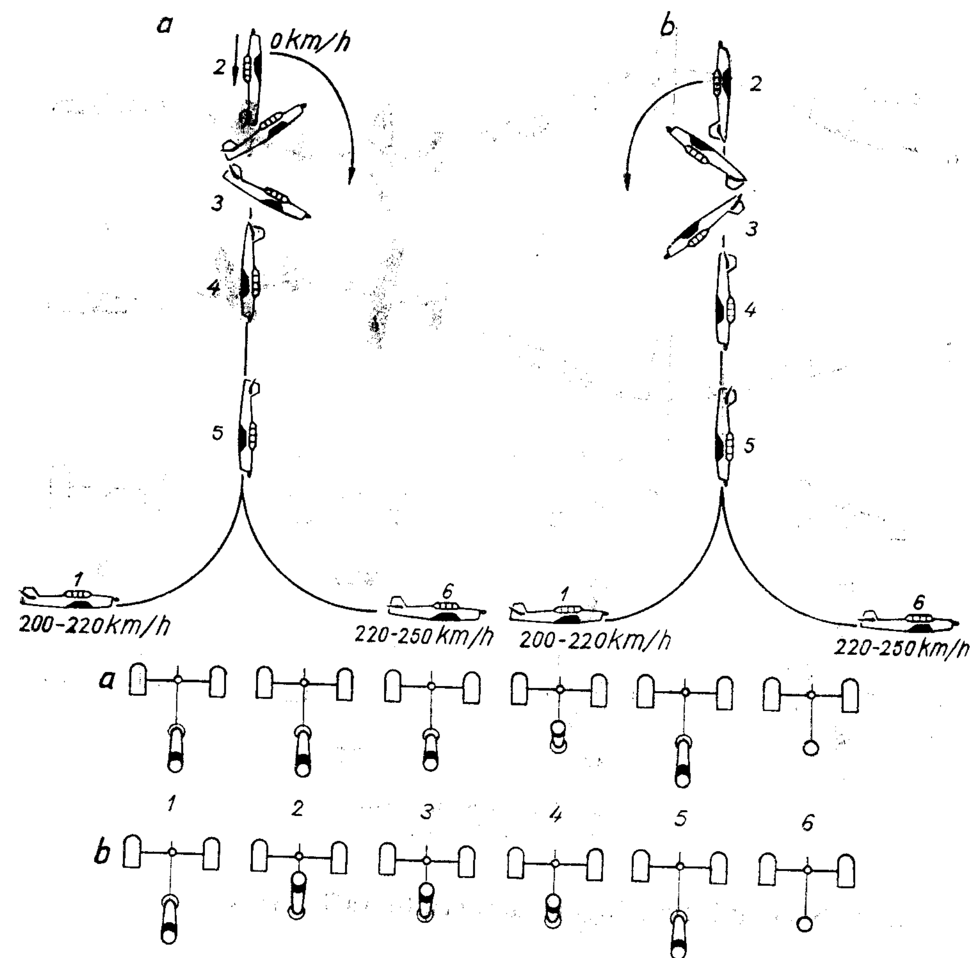


Fig. 12.19. Pendulul:
a — căderea pe tren din **punctul 2 unde** se trage de manșă; *b* — căderea pe cabină din punctul 2 unde se împinge de manșă. Între 1 și 2 zbor cabrat pe verticală ca în figura 12.11. Între 4 și 5 zbor picat pe verticală ca în figura 12.12.

manșă în partea dorită. Palonierul se presează complet, iar manșa trasă spre înapoi în diagonală, în aceeași parte cu palonierul. Cu aproximativ 30—40° înainte de ieșirea pe față, se dau comenzi ferme de scoatere și se reia zborul orizontal.

Pentru executarea tonoului rapid negativ (fig. 12.20, *b*), din aceeași poziție și cu aceeași viteză ca mai înainte, se dau comenzi energice și simultane din manșă și palonier în partea dorită, cu diferența că manșa nu se mai trage, ci se împinge în față în diagonală, în partea dorită.

Nu se recomandă să se dea comenzi de tonou rapid la viteze mai mici, deoarece avionul poate trece din tonou în vrie.

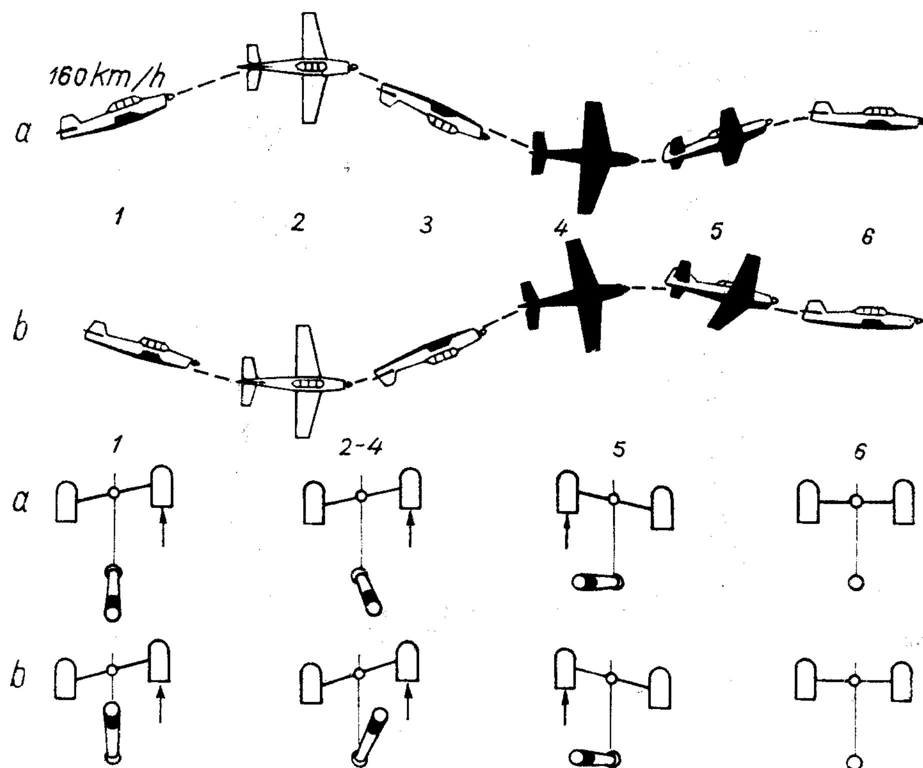


Fig. 12.20. Tonoul rapid:
a — pozitiv; *b* — negativ.

12.4. Sistemul (catalogul) aerocriptografic Aresti

Piloții de performanță din diverse țări au ocazia să-și etaleze calitățile de zburător de mare clasă, în diverse concursuri internaționale sau campionate mondiale ce se organizează de către Aerocluburile centrale naționale ACN în conformitate cu regulamentele Federației Aeronautice Internaționale. Pînă în anul 1961, cînd a apărut prima ediție a catalogului aerocriptografic ARESTI, atît piloții participanți la aceste concursuri (campionate), cît și organizatorii și arbitrii se înțelegeau foarte greu în privința figurilor sau programelor de zbor ce trebuiau să fie executate, aceasta deoarece explicarea lor se făcea prin gesturi sau cu diverse machete, scheme etc., ceea ce constituia o metodă foarte dificilă și greu de aplicat. Pilotul spaniol de mare clasă J. L. Aresti s-a gîndit și a realizat ca diversele evoluții de zbor și figurile acrobatice să fie reprezentate prin figuri geometrice simple și totodată sugestive. În acest fel s-a ajuns ca fiecare pilot, primind la concurs o foaie de hîrtie pe care sînt desenate, într-o anumită ordine, linii, curbe, cercuri etc., să înțeleagă ce are

de executat în programul de zbor respectiv. Modul acesta de lucru a produs și o ușurare în munca desfășurată de jurii și arbitrii judecători, pentru urmărirea zborurilor și aprecierea concurenților.

J. L. Aresti nu s-a oprit aici; pentru a uniformiza organizarea spațiului de zbor, limitele și marcajul acestuia, în cap. 1, al catalogului a imaginat și un sistem de planuri și axe încadrate, într-un cub cu latura de 1000 m, plasat în spațiu (fig. 12.21). Astfel întreg programul de figuri acrobatice trebuie executat ținîndu-se seama de centrul *O* precum și de simetria ce trebuie să existe față de axele $x—x'$ și $y—y'_7$

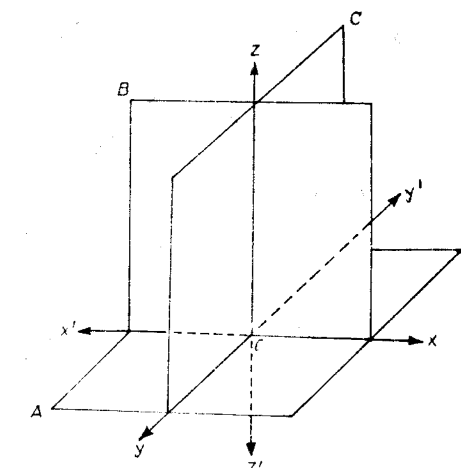


Fig. 12.21. Planurile și axele principale din spațiu după Cubul lui ARESTI:
A — planul orizontal; *B* — planul vertical; *C* — planul transversal; *xx'* — axa longitudinală; *zz'* — axa verticală; *yy'* — axa transversală; *O* — centrul planurilor și axelor.

Dar munca deosebită a lui Aresti a constat în aceea că a reușit să dea o reprezentare grafică tuturor figurilor de bază, stabilind și cîte un simbol constînd din cîteva cifre ce indică familia (subfamilia) din care face parte figura respectivă. În figura 12.22 se arată spre exemplu reprezentarea grafică și simbolurile cîtorva elemente de bază — linii și unghiuri — din familia 1.

În cap. 2 din catalog se dă o listă de figuri și combinații de figuri de bază împărțite în nouă familii, fiecare familie fiind compusă din subfamilii. În fig. 12.23 se arată reprezentarea grafică și simbolurile acestor figuri.

Fiecare figură acrobatică, pe lingă simbolul respectiv, are înserat într-un cerculeț în dreapta un număr care indică coeficientul de dificultate *k*. De exemplu, fig. 12.24 reprezintă figura cu simbol 8.3.2.1.12. cu $k = 27$ și anume două tonouri și 1/4 tonou (exterior) declanșate cu linie și ieșirea în cuțit.

În cap. 3 al catalogului se prezintă sistemele de calcul și de penalizare a figurilor complexe (combinate) și a programelor de zbor.

În cap. 4 — dicționar abreviativ — se dă un număr impresionant de combinații de figuri, desenate într-un singur sens, de la stînga spre dreapta, privind din postul de pilotaj. Coeficientul *k* de dificultate are aceeași valoare, indiferent că figura sau combinația de figuri se execută de la stînga spre dreapta sau de la dreapta spre stînga. La cea de-a treia ediție din 1967 catalogul Aresti cuprindea peste 8 000 de figuri acrobatice, simple sau compuse, acest număr fiind în creștere.

În fig. 12.25 se arată două programe de înaltă acrobație executate de doi piloți români la campionatul mondial de acrobație din anul 1984 de la Békéscsaba (Ungaria).

Cunoașterea catalogului Aresti este necesară atît pentru piloții care se pregătesc în vederea participării la diverse concursuri și campionate, cît și pentru ACN care organizează asemenea concursuri și pentru arbitrii judecători.

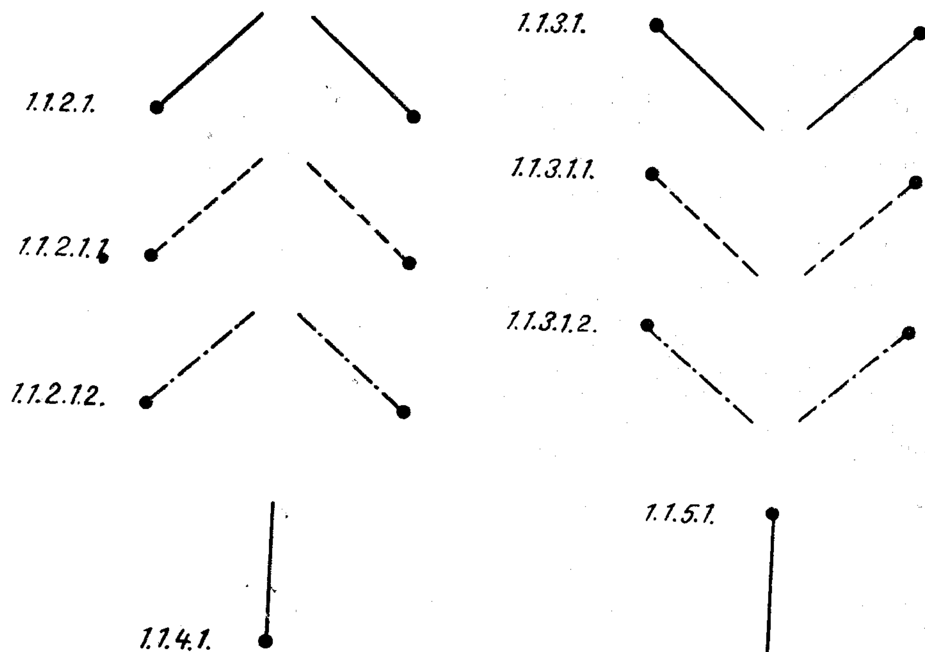


Fig. 12.22. Reprezentarea grafică și simbolurile cîtorva elemente de bază (linii și unghiuri) din catalogul ARESTI:

1.1.2.1 — zbor normal executat la 45°; *1.1.2.1.1* — zbor pe spate ascendent la 45°; *1.1.2.1.2.* — zbor în cuțit ascendent; *1.1.3.1* — zbor normal descendent la 45°; *1.1.3.1.1* — zbor pe spate descendent la 45°; *1.1.3.1.2* — zbor în cuțit descendent la 45°; *1.1.4.1* — zbor ascendent la 90°; *1.1.5.1* — zbor descendent la 90°.

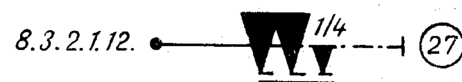


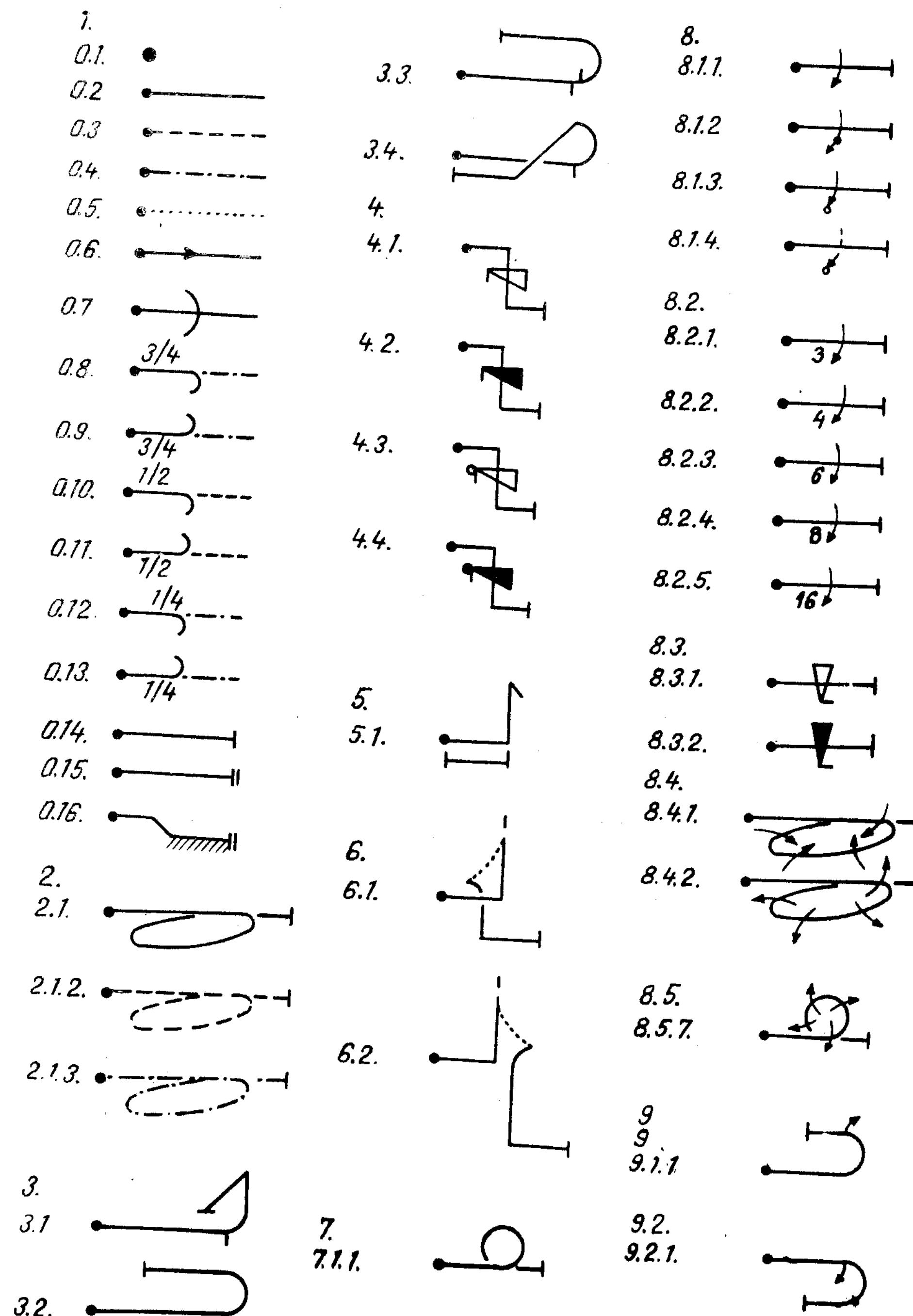
Fig. 12.24. Două tonouri și 1/4 tonou exterior declanșate cu linie.

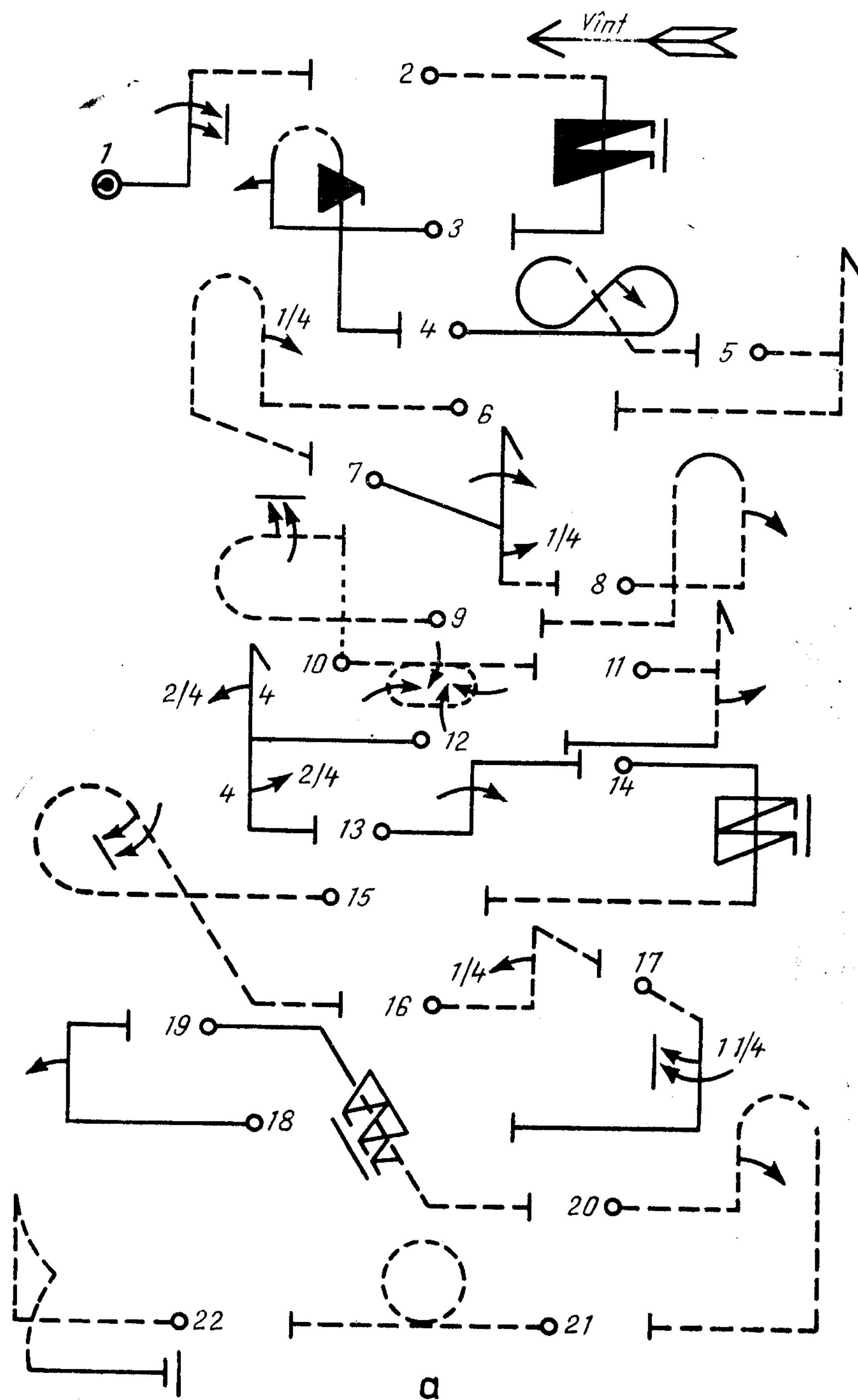
În fig. 12.26 se arată emblemele Federației Aeronautice Internaționale FAI și a Federației Aeronatuice Române FAR.

Adresele acestor federații sînt: FAI, Paris (16) 6 rue Galilée; FAR, str. Vasile Conta 16, București 1, cod 70.139.

Fig. 12.23. Reprezentarea grafică și simbolurile figurilor și combinațiilor de figuri de bază ale celor nouă familii din catalogul Aresti: →

1 — linii de zbor și chei inițiale; *0.1* — începutul unei figuri sau combinație de figuri; *0.2* — zbor normal; *0.3* — zbor pe spate; *0.4* — zbor în cuțit; *0.5* — proiecția simulată a zborului; *0.6* — direcția zborului; *0.7* — un tonou la dreapta sau la stînga; *0.8* — 3/4 tonou la dreapta; *0.9* — 3/4 tonou la stînga; *0.10* — 1/2 tonou la dreapta; *0.11* — 1/2 tonou la stînga; *0.12* — 1/4 tonou la dreapta; *0.13* — 1/4 tonou la stînga; *0.14* — finalul unei figuri sau combinații de figuri; *0.15* — finalul programului; *0.16* — aterizarea; *2* — viraj orizontal; *2.1* — viraj de 360° interior (cu accelerație pozitivă); *2.1.2* — viraj de 360° interior cu înclinare verticală (accelerație pozitivă); *2.1.3* — viraj de 360° exterior cu înclinare verticală (accelerație negativă); *3* — viraj vertical; *3.1* — viraj de 90° ascendent; *3.2* — viraj de 180° ascendent; *3.3* — viraj de 180 ascendent virînd la dreapta și la stînga; *3.4* — viraj de 180° ascendent-descendent (viraj de luptă); *4* — vria; 4.1 — vria în interior; *4.2* — vria în exterior; *4.3* — planare interioară; *4.4* — planare exterioară; *5* — ranversare; *5.1* — ranversare de 90°; *6* — pendul; *6.1* — manșa spre înapoi; *6.2* — manșa spre înainte; *7* — luping; *7.1.1* — luping; *8* — tonou; *8.1.1* — tonou lent (mai puțin de 15 s); *8.1.2* — tonou superlent (mai mult de 15 s); *8.1.3* — tonou interior (tras); *8.1.4* — tonou exterior (împins); *8.2* — tonou în timp; *8.2.1* — în trei timpi; *8.2.2* — în patru timpi; *8.2.3* — în șase timpi; *8.2.4* — în opt timpi; *8.2.5* — în 16 timpi; *8.3* — tonou rapid; *8.3.1* — în interior; *8.3.2* — în exterior; *8.4* — tonou lent în cerc orizontal; *8.4.1* — în aceeași parte a virajului; *8.4.2* — în sens contrar virajului; *8.5* — tonou lent în cerc vertical; *8.5.7* — în dreapta cercului; *9* — 1/2 buclă (luping) și 1/2 tonou sau 1/2 tonou și 1/2 buclă; *9.1* — 1/2 buclă și 1/2 tonou; *9.1.1* — 1/2 buclă și 1/2 tonou ascendent; *9.2* — 1/2 tonou și 1/2 buclă; *9.2.1* — 1/2 tonou și 1/2 buclă descendent.





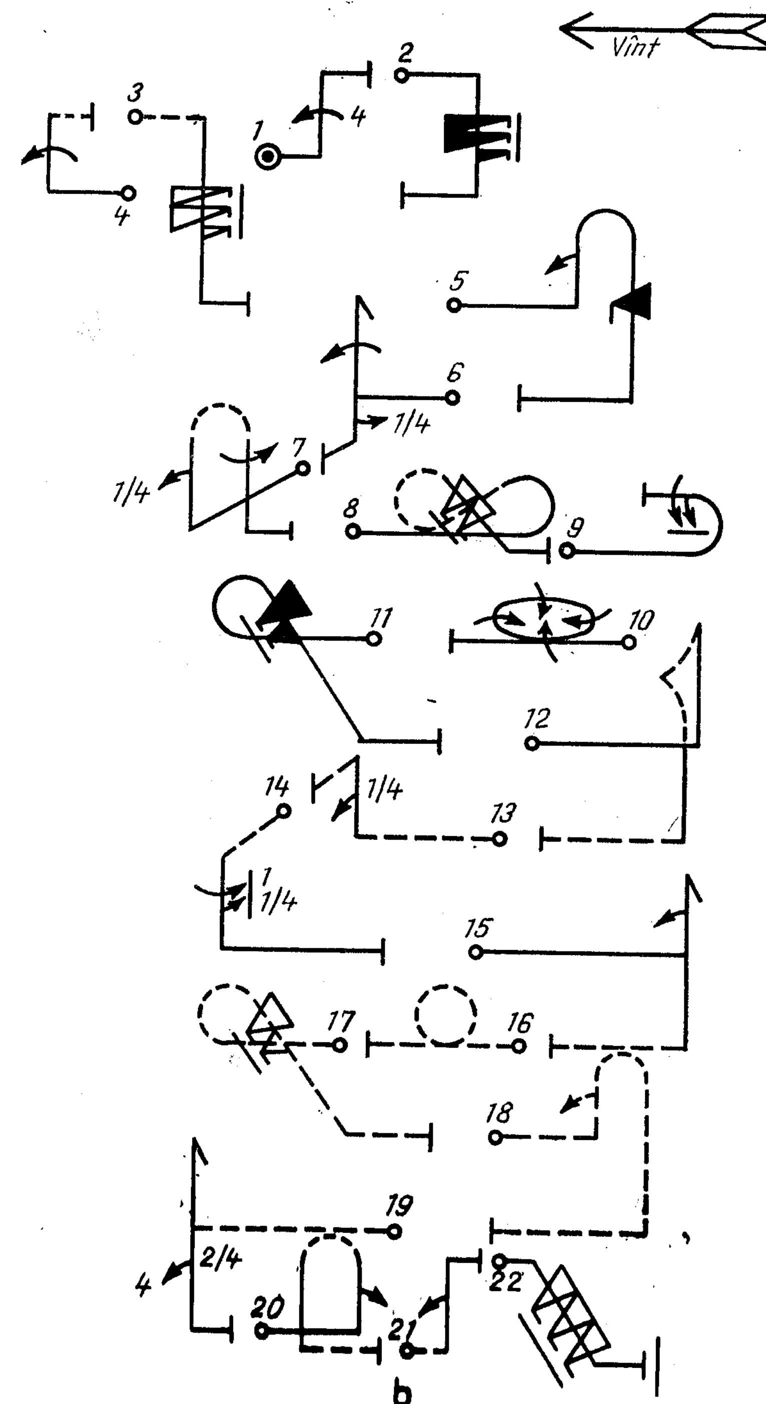


Fig. 12.25. Programe de înaltă acrobație executate la campionatul mondial de acrobație din anul 1984 de la BÉKÉCSABA UNGARIA.
a – program executat de pilotul Fețeanu Mielu – România;
b – program executat de pilotul Ioniță Nina – România



Fig. 12.26. Emblemele FAI și FAR.

12.5. Avioanele de acrobație ale înaintașilor

Primele construcții aeronautice, rezultat al ingeniozității constructorilor, prezentau numeroase și diferite soluții conceptuale, aproape fiecare regăsindu-se în rezolvări „moderne" ale problemei zborului, azi, cînd dezvoltarea tehnologiilor și a motoarelor a permis reluarea eficientă a acestora.

Dintre numeroasele soluții constructive, biplanul se impune pentru mai multe decenii, la începutul secolului, dovedindu-se a fi rezolvarea optimă, la nivelul tehnologiilor și motoarelor din acea vreme, pentru o gamă foarte largă de aparate de transport, vînătoare, turism, școală. . .

Primele aparate acrobat au fost însă monoplane, acestea dovedindu-se mai maniabile și mai robuste. Pégoud evolua pe un monoplan Blériot, Nesterov de asemenea pe un aeroplan Nieuport, iar Immelmann pe un monoplan Fokker. Aparatele lor au o schemă constructivă asemănătoare și se dovedesc, in ciuda lipsei eleroanelor, capabile să evolueze cu o bună maniabilitate.

Biplanele, care au atras foarte mulți constructori, au intrat în primul război mondial ca aparate deosebit de stabile și relativ ușor de pilotat. În decursul anilor, prin dezvoltarea aviației de vînătoare, acestea au devenit din ce în ce mai maniabile, capabile să execute numeroase figuri acrobatice, impuse de dezolvaltarea tacticilor de luptă. Avioanele de la sfîrșitul primului război mondial se dovedesc a fi excelente avioane de acrobație: Nieuport Bébé, Albatros, Sopwith Pup, Sopwith Camel, Sopwith Snipe, Fokker D-VII, Bristol Fighter, Spad VII, Spad XIII, De Havilland DH-4, unele dintre acestea remarcîndu-se și azi prin eleganța zborurilor la diferite mitinguri, existînd și o serie de replici moderne ale acestora. Formula biplan, relativ

universală, este întîlnită și la majoritatea avioanelor de școală din perioada interbelică, acestea demonstrînd reale calități de zbor pînă azi: Udet Flamingo, Curtiss JN-4, De Havilland Moth și Tiger Moth (fig. 12.27, *a*), Policarpov Po-2, Stampe SV-4 (fig. 12.27, *b*), Bücker Jungmann și Jungmeister (fig. 12.27, *c*), Focke Wulf FW-44, Heinkel He-72 Kadett . . . sînt cîteva exemple în acest sens.

Datorită calităților deosebite de zbor, cîteva dintre acestea mai zboară și azi, fiind protagonistele numerelor surpriză la numeroase mitinguri aviatice.

Stampe SV-4, produs de industria aeronautică belgiană în 1934, se poate considera ca un avion foarte bun pentru școală, acrobație și evoluție în grup. Deosebit de maniabil și totodată stabil, Stampe SV-4 execută cu siguranță zboruri pe spate la foarte mică înălțime (fig. 12.27, *b*), sau evoluții aripă la aripă, fiind adoptat de numeroase echipe de acrobați, chiar și după cel de-al doilea război mondial, cînd apăruseră deja și alte tipuri de aparate evoluate. Formația Rothmans, de exemplu, a optat în anii'60 pentru acest tip de avion, înlocuit destul de tîrziu, în anii '70 cu biplane de tip Pitts S2A. Concursuri cu participare exclusivă pe avioane Stampe SV-4 au fost organizate pînă în anul 1976, printre adepții renumitului avion remarcîndu-se piloții Claude Perrault și Cousteau, fiul cunoscutului cercetător și explorator marin. În anii dinaintea celui de-al doilea război mondial avionul este cotat ca potențial acrobat și a fost prezentat de o serie de piloți, printre care belgianul Jan Olesliager, belgiana Elsa Leysen și francezul Michel Détroyat, cel din urmă determinînd introducerea construcției sub licență în Franța, la firma Nord Aviation (450 exemplare).

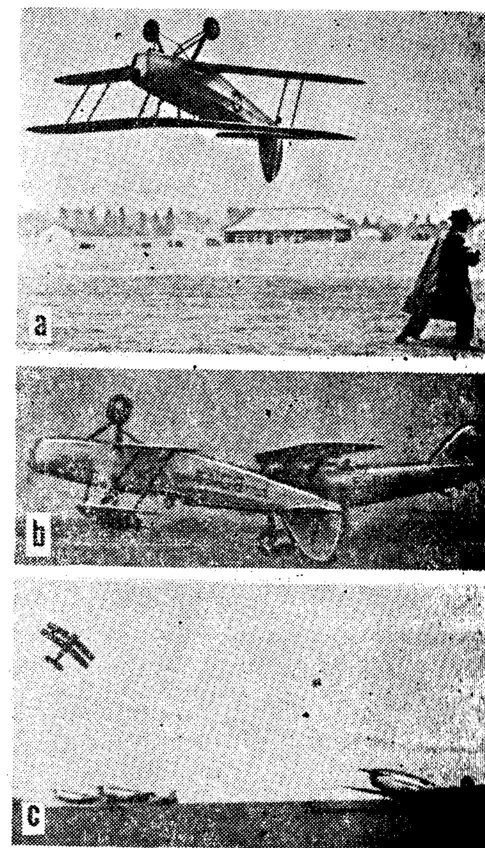


Fig. 12.27. Avioane de școală de tip biplan, din perioada interbelică:

a — De Havilland Tiger Moth — Anglia; *b* — Stampe SV-4 (în zbor pe spate) — Belgia; *c* — Bücker Jungmeister (în zbor) — Germania.

Asemănător constructiv cu Stampe SV-4, De Havilland DH-82 „Tiger Moth" (v. fig. 12.27, *a*) dovedește o longevitate deosebită în exploatare și siguranță în manevră. Cu ocazia aniversării a 25 de ani de la prima traversare a Canalului Mînecii cu un avion, pilotul Geoffrey Tyson (Anglia) traversează în anul 1934 Canalul Mînecii cu un Tiger Moth special amenajat, o bună

parte a traiectului peste apă fiind executat în zbor pe spate. Recordul va fi doborît cu un prilej asemănător, la 30 octombrie 1982, de englezul Nigel Brendish, care traversează canalul cu un „Super Munk", special amenajat pentru acrobație și zbor pe spate, într-un zbor de 10 min 40 s, doborînd cu 5 min recordul lui Geogffrey.

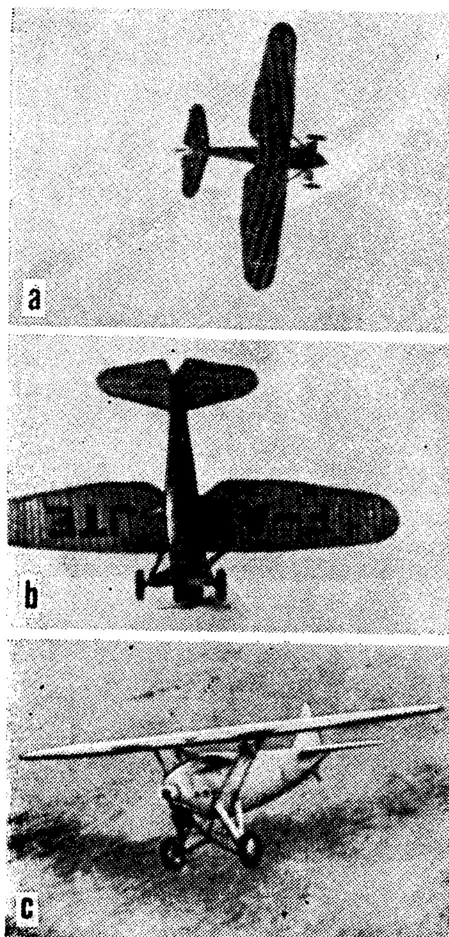


Fig. 12.28. Avionul Dewoitine D.27 pilotat de pilotul acrobat Marcel Doret în diverse faze de zbor acrobatic:
a — intrarea în vrie la înălțime medie; *b* — executarea vrției; *c* — redresarea la foarte mică înălțime.

Revenind la biplane, trebuie să facem o paranteză asupra celui mai deosebit avion de acrobație din perioada interbelică, Bücker Bü-133 „Jungmeister". Avionul a fost costruit special pentru acrobație de înaltă clasă, fiind „iubit" pentru performanțele sale de numeroși zburători și pasionați ai aviației. Pilotat de acrobați de excepție ca Alexandru Papană (România), Hagenburg (Germania), Mike Murphy (S.U.A.), Constantin Cantacuzino-Bîzu (România), Ștefan Calotă (România), avionul a fost visul multor acrobați, chiar după terminarea războiului. Numeroase aparate au fost remotorizate și prezentate cu diverse ocazii, cotate ca rivale potențiale la Campionatele Mondiale de Acrobație Aeriană ale anilor '60. Cu structura ranforsată, dispunînd de noi motoare în stea, linie sau boxer, Bücker-ul face parte dintre avioanele echipelor naționale ale Elveției, Germaniei, Statelor Unite ale Americii, concurînd cu noile aparate special construite pentru acrobație de înaltă clasă (v. fig. 12.30).

Avionul monoplan, uitat la un moment dat, reintră în atenția constructorilor și zburătorilor prin anii '30. Cu aripă parasol, sus, mediană sau joasă, monoplanul cîștigă din ce în ce mai mult teren în luptă cu biplanele. Aviația de vînătoare este cea care, adoptînd monoplanul, introduce indirect această formulă și pentru avionul de acrobație. Marcel Doret (Franța), care inițial pilota un avion de vînătoare Dewoitine D.1 Cl, aduce pe cerul mitingurilor aviatice aparatul Dewoitine D.27 (fig. 12.28, *a*, *b*, *c*) special amenajat pentru acrobație. Avionul este direct derivat din avionul de vînătoare D.27, construit în serie pentru mai multe națiuni europene printre care Franța, Elveția și România. Marcel Doret este unul dintre cei mai valoroși acrobați din Europa, stilul lui fiind de neimitat. În paralel, Michel Détroyat prezintă tot un parasol

de tip Morane-Saulnier MS-230 (fig. 12.27, *b*) (în planul doi), pe care-l înlocuiește cu un Morane-Saulnier MS-234 modificat, cu inel NACA în jurul motorului, compensator la stabilizator și ranforsare a trenului de aterizare.

Apariția și dezvoltarea avioanelor de vînătoare de tip monoplan a impus și construirea unei serii de avioane monoplan pentru școală, care prezentau și calități deosebite pentru acrobație: Messerschmitt M-23, ICAR-Universal, Iakovlev UT-2 ... Pentru realizarea avioanelor de acrobație, numeroși constructori au optat pentru transformarea unor avioane de școală; astfel Iakovlev realizează avionul UT-1 pe baza avionului U-2, care era de dublă comandă. Exemplul nu este singular, România a realizat la fabrica ICAR trei aparate monoplan, monoloc, pe baza avionului de școală și raid ICAR-Universal. Cele trei aparate erau prevăzute cu inel NACA la motor, trenuri de aterizare carenate și aparatură specifică zborului acrobatic. Vopsite în roșu, cele trei avioane au devenit cunoscute datorită evoluțiilor spectaculoase ale celor trei zburători din formația „Dracii Roșii" de la ARPA: Petre Ivanovici, Mihail Pantazi, și Max Manolescu. Cei trei temerari acrobați executau dificile evoluții acrobatice la peste 150 mitinguri. În zbor spre Constanța, unde urmau să participe la un miting ARPA, cei trei trec în formație de monom pe sub podul de la Cernavodă, dovedind o dată în plus calitățile excelente ale avionului și ale echipei. După anul 1937, prin pierderea din rîndurile zburătorilor a lui Petre Ivanovici și M. Pantazi, formația „Dracii Roșii" se restructurează, în componența acesteia fiind întîlniți aviatorii Max Manolescu, Burileanu Nicolae, Stănescu Victor și Gh. Gherasim (fig. 12.29). În anii 1937—1939 „Dracii Roșii" („Escadrila Roșie") pe avioane noi, trei aparate Klemm-35 cu șah pe aripi, participă la peste 70 mitinguri. Avioanele de școală, biloc Klemm-35 au fost modificate în avioane monoloc pentru demonstrație prin acoperirea postului de pilotaj din față. Evoluțiile în zbor pe spate executate de Max Manolescu la joasă înălțime erau așteptate de publicul entuziast care participa în număr foarte mare la mitingurile ARPA.

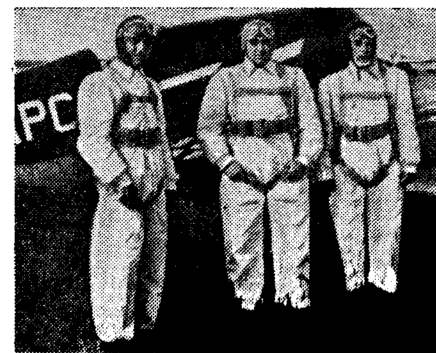


Fig. 12.29. Avionul Klemm — 35 și piloții acrobați Max Manolescu (centru), Burileanu Nicolae și Stănescu Victor, din formația „Dracii Roșii", în perioada 1937 — 1939.

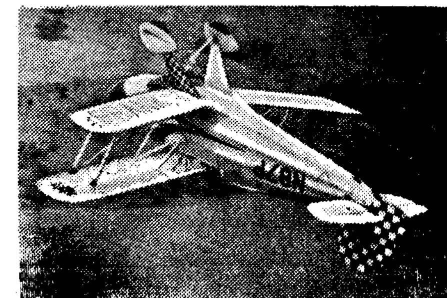
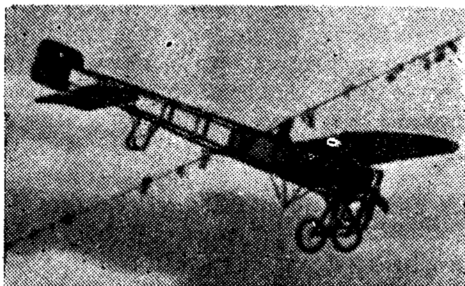


Fig. 12.30. Avionul de acrobație Bücker Jungmeister remotorizat cu motor modern tip Lycoming, participant la Campionatele Mondiale de Acrobație Aeriană în anii '60–'70.

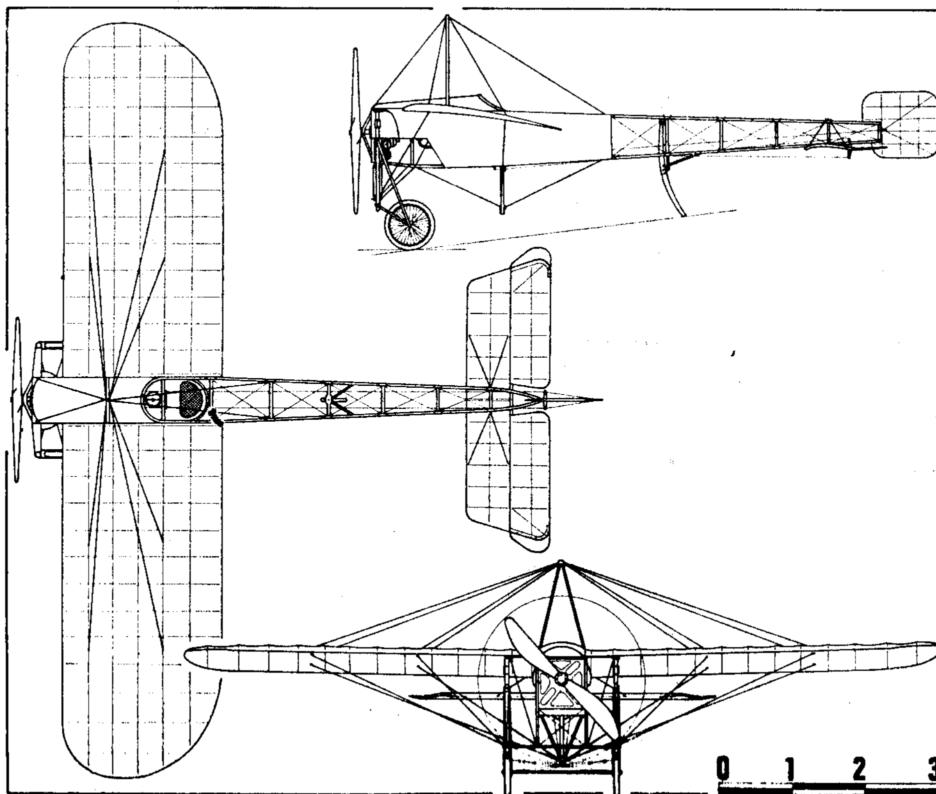


Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa sus. Tren de aterizare fix, de tip biciclu cu bechie. Elice bipală cu pas fix de 2,3 m diametru. Anvergură: 10,40 m lungime 8,10 m; înălțime: 3,25 m; suprafață portantă: 19,00 m²; masă gol: 335 kg; masă maximă: 585 kg; viteză maximă: 115 km/h; viteză ascensională: 1,4 m/s; plafon: 1000 m (recorduri de altitudine: 2857 m, 3100 m, 3910 m, 6120 m).

Încărcare alară: 30,79 kg/m²; **masa avionului raportată la puterea motorului:** 7,31 kg/CP (9,75 kg/kW).

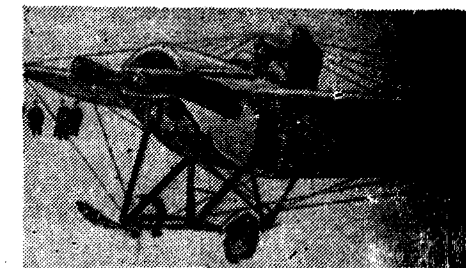
BLÉRIOT XI — PÉGOUD
FRANȚA

Avionul Bleriot XI a fost construit în anul 1909 și a intrat în istoria aviației prin zborul din 25 iulie 1909, cînd constructorul acestuia, Louis Blériot, traversează Canalul Mînecii pe calea aerului, cu avionul de la Calais la Dover. Echipat cu mai multe tipuri de motoare de 24 CP; 50 CP; 80 CP (18 kW, 37 kW, 60 kW), aparatul stabilește mai multe recorduri de viteză, altitudine și este cotat ca primul avion de acrobație, aceasta datorită lui Pégoud, care în anul 1913 pune bazele zborului acrobatic. Avionul lui Pégoud, un Blériot XI cu motor Gnôme de 80 CP (60 kW), dispunea de o structură întărită și profundor cu stabilizator cu suprafețe mărite. Cu acest avion, Adolph Pégoud execută mai multe turnee acrobatice în Europa, zborurile sale inspirînd pe numeroși zburători la practicarea zborului acrobatic.



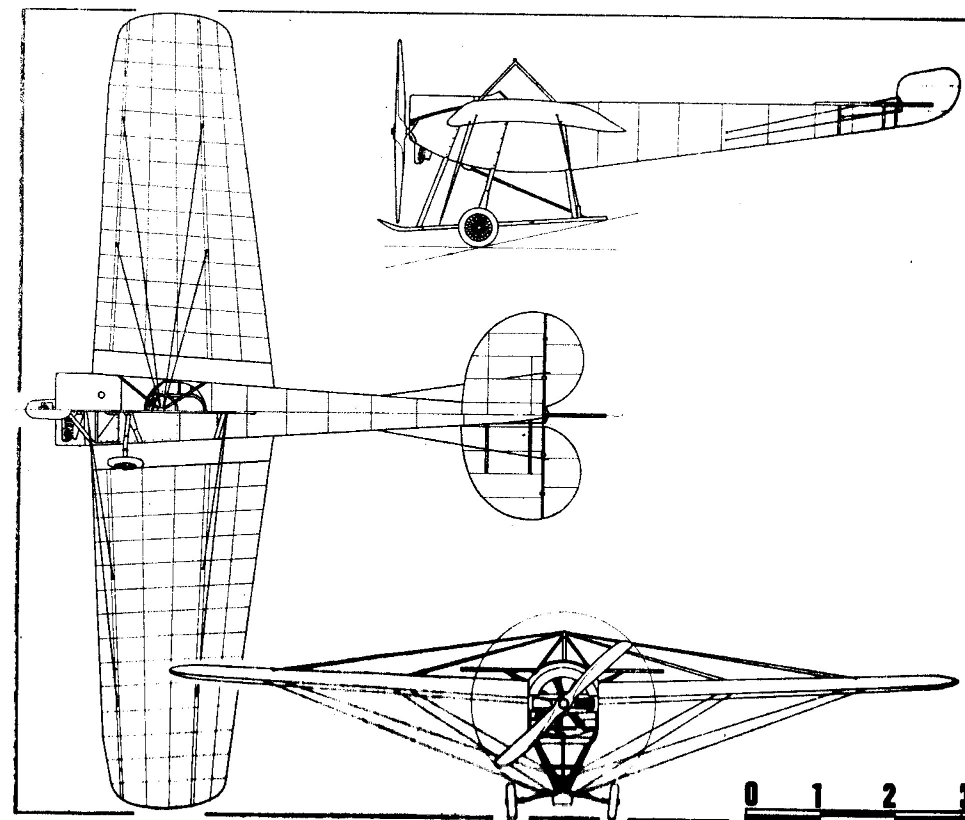
NIEUPORT-IV — NESTEROV
FRANȚA/RUSIA

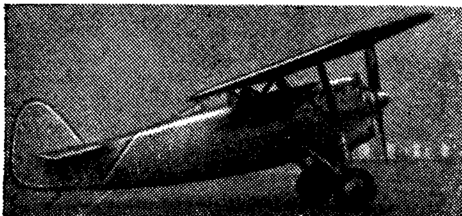
Nieuport IV a fost, alături de Blériot XI și Blériot XI/2, unul dintre primele avioane care au intrat în dotarea mai multor unități militare din Franța și Rusia anilor 1912—1913. Cu acest tip de aparat, de origine franceză, construit în licență la fabrica „Duks" din Moscova, Piotr Nesterov execută primul luping la 20 august 1913, deasupra unui teren de zbor de lîngă Kiev. Instalația de forță a aparatului era asigurată de un motor rotativ cu șapte cilindri de tip Gnôme, de 70 CP (52 kW). Avionul, cu destinație militară, era cotat drept aparat de recunoaștere. Devenit în timpul războiului avion de vînătoare, este depășit în performanțe de „noile" aparate biplane Nieuport 11, Nieuport Bébé... care vor înlocui monoplanele, instaurînd „epoca biplanelor".



Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa sus. Tren de aterizare fix, de tip bi[illegible], cu bechie prevăzut și cu un schiu central. Elice bipală de tip „Integral" cu pas fix de 2,5 m diametru. Anvergură 10,6 m; lungime: 7,8 m; suprafață portantă: 21,5 m²; masă gol: 4[illegible]0 kg; masă maximă: 600 kg; viteză maximă: 110 km/h; viteză ascensională: 2,5 m/s; plafon: 1000 m; autonomie de zbor: 3 ore.

Încărcare alară: 27,9 kg/m²; **masă raportată:** 8,57 kg/CP (11,53 kg/kW).





Avion monoloc, monomotor, monoplan, cu aripa parasol. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală cu pas fix. Anvergură: 10,3 m; lungime: 6,5 m; înălțime: 2,9 m; suprafață portantă: 17,5 m²; masă gol: 970 kg; masă maximă: 1398 kg; viteză maximă: 290 km/h; viteză minimă: 86 km/h; viteză ascensională, 13,8 m/s; plafon: 9250 m; distanță de zbor: 595 km.

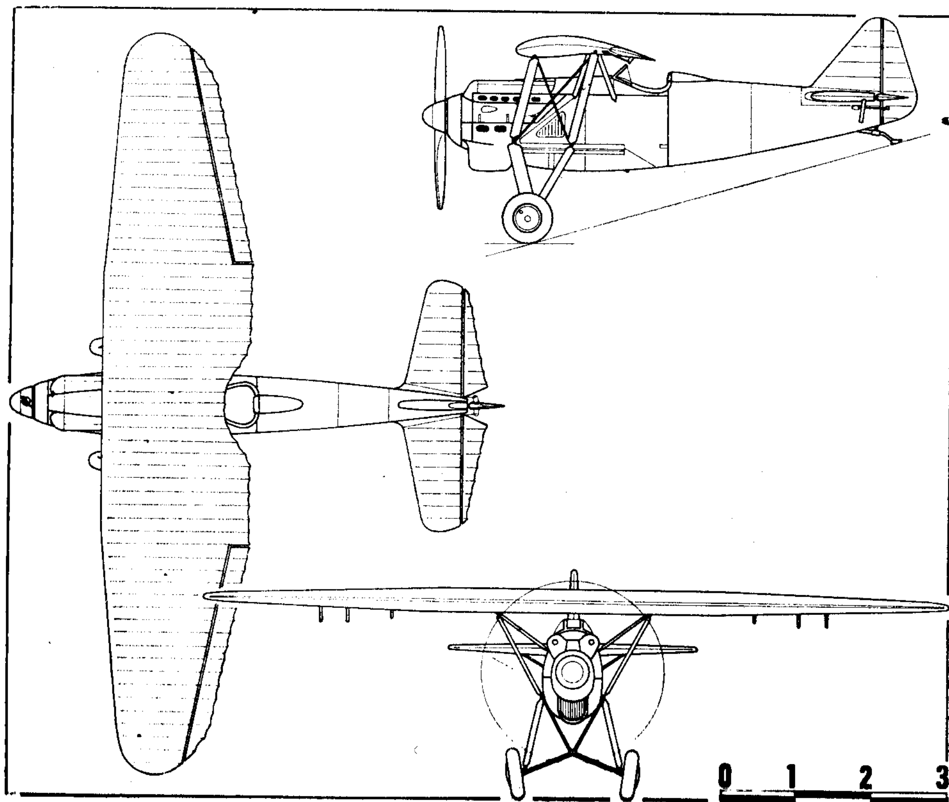
Încărcare alară: 79,88 kg/m²; **masă raportată:** 2,79 kg/CP (3,73 kg/kW).

DEWOITINE D-530 (D-27)

FRANȚA

Avionul Dewoitine D.27 este derivat din D.1Cl, al cărui prototip a fost construit în anul 1926. Avionul Dewoitine D.27 construit în anul 1930 devine D272 și participă la o serie de concursuri în Europa și America. Marcel Doret este pilotul care a demonstrat publicului eleganța acestui avion, pilot prezentat de presa americană drept „Campionul lumii la acrobație aeriană" și recunoscut în Franța drept „regele acrobației aeriene".

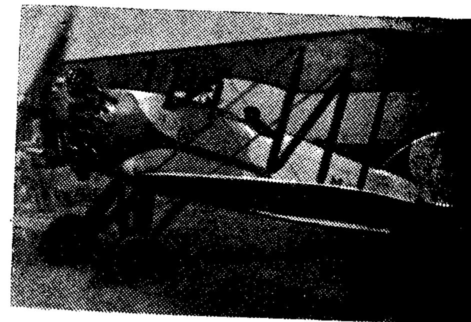
În urma modificării aripii și remotorizării, D. 272 devine D.530. Cu acest avion, care va suferi permanent numeroase modificări, echipat cu un motor cu 12 cilindri în V, de tip Hispano Suiza HS-12 Md de 500 CP (375 kW), Marcel Doret participă la majoritatea mitingurilor naționale franceze pînă în anul 1955. În prezent, avionul se află expus la „Musée de l'Air" din Paris.



AVIA BA-122

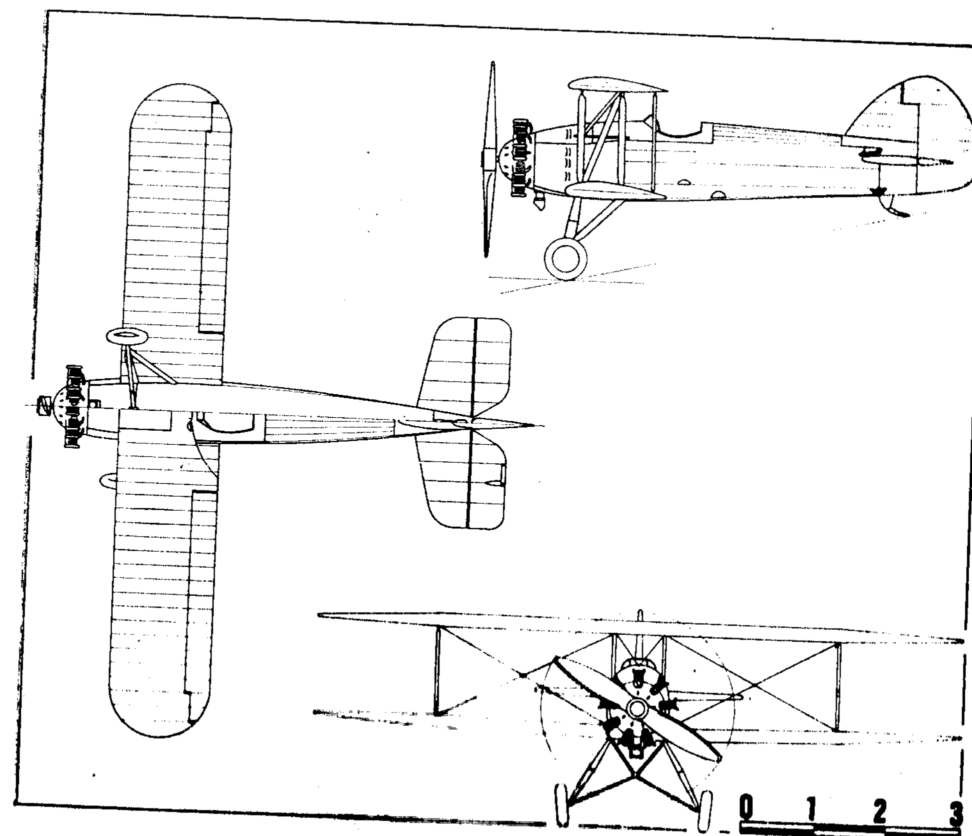
CEHOSLOVACIA

Avionul de acrobație Avia BA-122 are la bază avionul de vînătoare ușor Avia BH-21, proiectat de inginerul cehoslovac M. Beneš. Aparatul a fost testat în anul 1928 de cunoscutul pilot acrobat František Novák, participant la numeroase manifestări internaționale (raiduri, concursuri, mitinguri). Avionul a corespuns cerințelor și a stat la baza tipurilor: BA-122, BA-222, BA-322 și BA-422. Aparatul de bază, BA-122, este echipat cu motor în stea de tip Walter Castor II ce 260 CP (192 kW). Pilotat de František Novák, BA-122 participă în 1936 la Olimpiada de la Berlin. Pentru această întrecere aparatul este echipat cu un motor mai puternic, Avia RK-17 de 420 CP (310 kW).



Avion monoloc, monomotor, biplan. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală cu pas fix (2[illegible]00 rot/min). Anvergură: 8,85 m; lungime: 6,8 m; suprafață portantă: 22,55 m²; masă gol: 781 kg; masă maximă: 1080 kg; viteză maximă: 270 km/h; viteză ascensională: 8,2 m/s; plafon 7000 m.

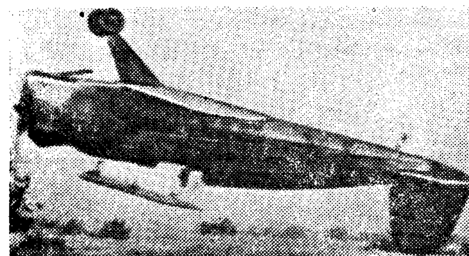
Încărcare alară: 50,7 kg/m²; **masă raportată:** 4,15 kg/CP (5,62kg/kW).





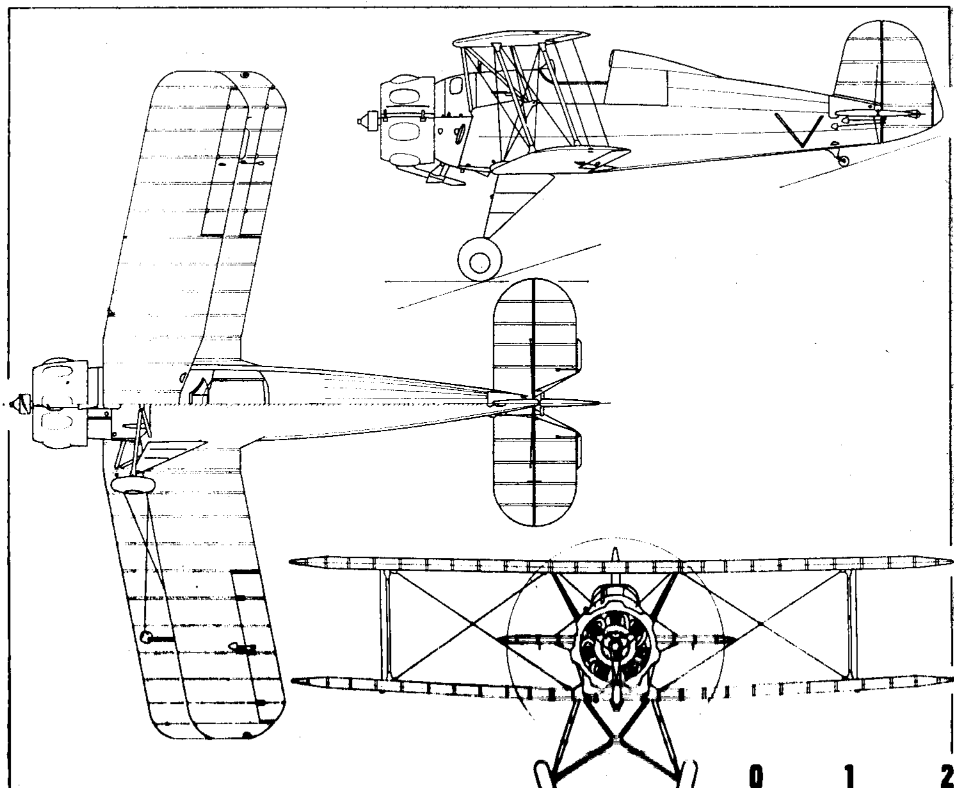
BÜCKER Bü-133 „JUNGMEISTER"
GERMANIA

Avionul de acrobație Bücker Bü-133 a fost construit pe baza avionului de școală Bücker Bü-131 „Jungmann", care a efectuat primul zbor la 27 aprilie 1934. În anul 1935 sînt fabricate primele exemplare ale „micuțului acrobat". Echipat cu un motor în stea de tip Siemens (Bramo) Sh 14A de 160 CP (120 kW), biplanul dispunea de un rezervor de combustibil de 90 l. Special pentru acrobație, aparatul permite zborul acrobatic și dispunea de un carburator special care permite zborul pe spate. În versiunile remotorizate, aparatul a fost echipat cu motoare Lycoming de 170 CP (127 kW) și Lycoming IO-360 BIA de 180 CP (135 kW). În ambele variante, aparatul a fost construit în 1200 exemplare, unul dintre acestea aflîndu-se la Muzeul Tehnic „D. Leonida" din București.



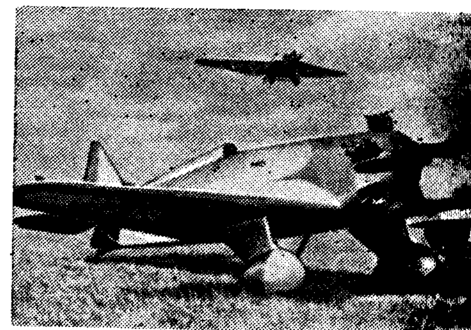
Avion monoloc, monomotor, biplan. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală cu pas fix. Anvergură: 6,6 m; lungime: 6,02 m; înălțime: 2,2 m; suprafață portantă: 12 m²; masă gol: 425 kg; masă maximă: 615 kg; viteză maximă: 220 kmh; viteză minimă: 90 km/h; viteză ascensională: 7 m/s; plafon: 4500 m; distanța de zbor: 500 km.

Încărcare alară: 51,25 kg/m²; **masă raportată:** 3,84 kg/CP (5,12 kg/kW).



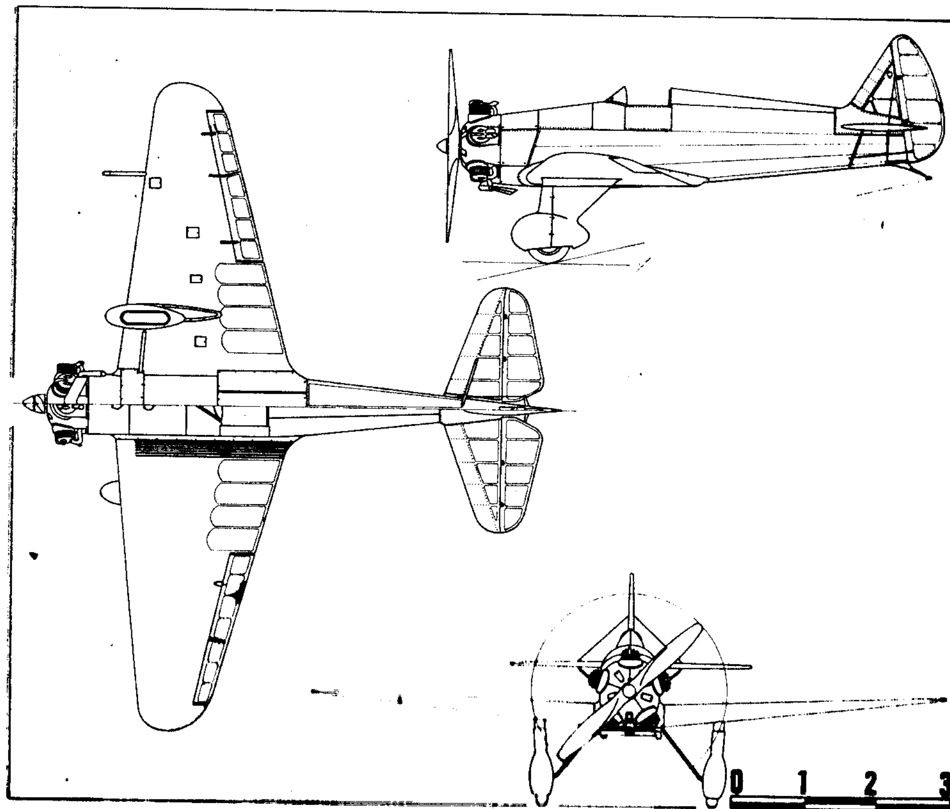
IAKOVLEV UT-1 (AIR-14)
U.R.S.S.

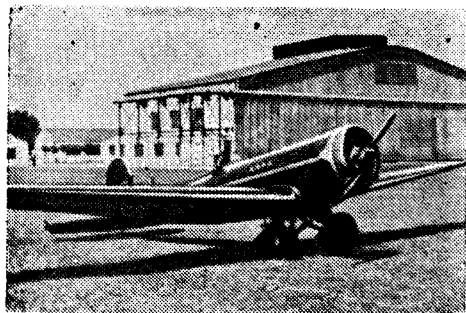
Avionul, cu opt recorduri mondiale de viteză, distanță și înălțime, UT-1, a fost proiectat și construit în anul 1936. Prototipul a fost echipat cu un motor M-11 de 100 CP (75 kW). La producția de serie au fost folosite motoare M-11G de 115 CP (86 kW) și M-11E de 150 CP (112 kW). În afara recordurilor, aparatul destinat perfecționării piloților de vînătoare, era excelent pentru acrobație, fiind întîlnit la numeroase mitinguri efectuînd demonstrații solo sau în grup. Caracteristica aparatului este aripa trapezoidală amplasată jos, formulă ce va fi păstrată la realizarea avionului de vînătoare Iak-1, utilizat în primii ani ai celui de-al doilea război mondial.

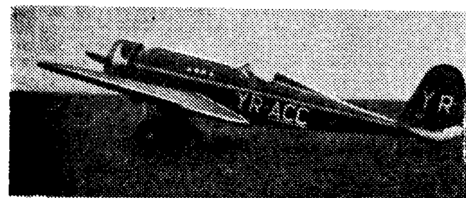


Avion monoloc, monomotor, monoplan cu **aripa jos**. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. **Elice bipală cu pas** fix. Motor M-11E. Anvergură: 7,3 m; lungime: **5,7 m**; suprafață portantă: 8,3 m²; masă gol: 430 **kg; masă** maximă: 598 kg; viteză maximă: 257 km/h; **viteză** minimă: 80 km/h; viteză ascensională: **5,7 m/s**; plafon: 7120 m; autonomie: 3 h.

Încărcare alară: 72 kg/m²; **masă raportată: 3,98 kg/CP** (5,34 kg/kW).





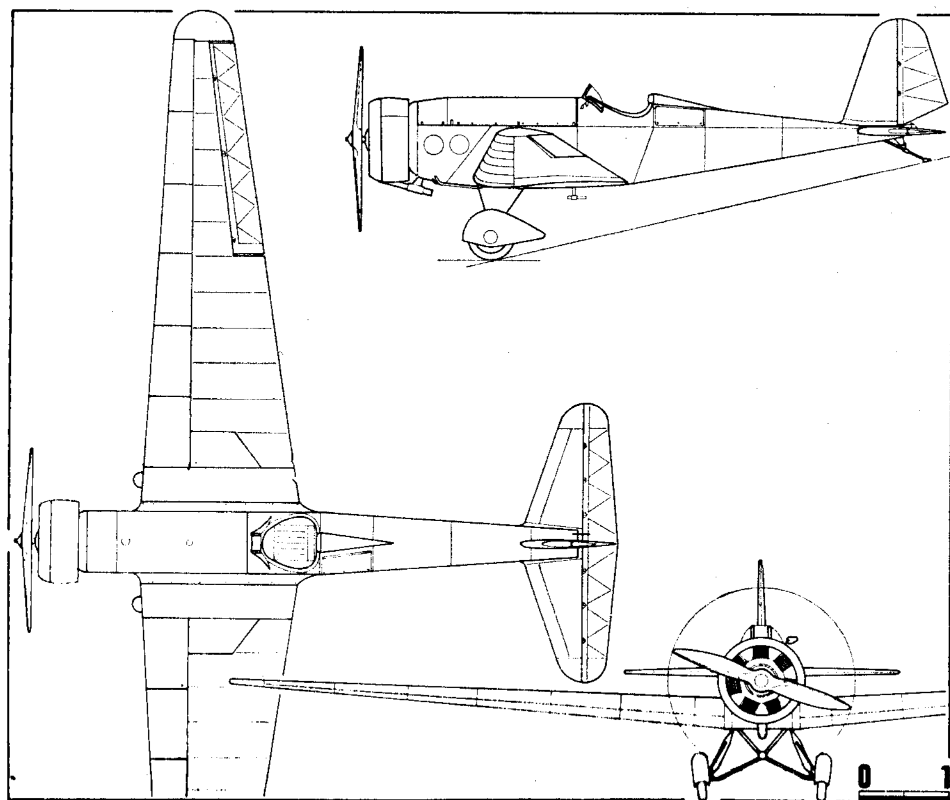


ICAR UNIVERSAL
ROMÂNIA

Avionul de acrobație ICAR Universal a fost realizat la Întreprinderea de Construcții Aeronautice Românești din București în anul 1934, avînd la bază un model biloc realizat în 1932. Noul avion a fost echipat cu un motor Siemens Halske SH-14a de 150 CP (112 kW). Realizat inițial în variantă biloc, avionul este modificat special în monoloc pentru formația „Dracii Roșii". Cele trei avioane modificate, înmatriculate YR-ACA, YR-ACB, YR-ACC sînt nelipsite de la mitingurile aviatice din România în anii 1934–1937.

Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală de tip Heine, cu pas fix, de 2,2 m diametru. Anvergură: 12 m; lungime: 6,75 m; suprafață portantă: 14,4 m²; masă gol: 450 kg; masă maximă: 698 kg; viteză maximă: 180 km/h; viteză minimă: 70 km/h; plafon: 4000 m; autonomie: 2,5–4ore.

Încărcare alară: 48,47 kg/m²; **masă raportată:** 4,65 kg/CP (6,23 kg/kW).



12.6. Avioanele de acrobație moderne

Dezvoltarea programelor acrobatice în cadrul competițional desprinde avionul de acrobație de avionul de școală, impunîndu-se astfel noi specificații. Avionul de acrobație modern este cu totul deosebit de celelalte tipuri de avioane sportive. Extrem de maniabil, acesta este supus la importante accelerații de $\pm 9\,g$ în timpul evoluțiilor rapide, pe verticală ascendentă sau descendentă. Schimbările de direcție, poziție și variațiile de viteză și portanță solicită în măsură egală pilotul și avionul, de la structura de bază pînă la sistemul comenzilor și instalațiile motorului.

Punerea la punct a sistemului de apreciere a evoluțiilor în cadrul competițiilor de acrobație a determinat apariția de noi și noi figuri acrobatice, variante la figurile de bază ca: lupingul inversat (fig. 12.31, *a*), lupingul cu răsucire (fig. 12.31, *b*), tonoul pe verticală (fig. 12.32), virajul pe spate, diverse variante ale tonoului orizontal (fig. 12.33, *a*, *b*, *c* și *d*). Apar și unele evoluții originale: optul cuban (fig. 12.34, *a*) optul orizontal (fig. 12.34, *b*), abracadabra (fig. 12.35).

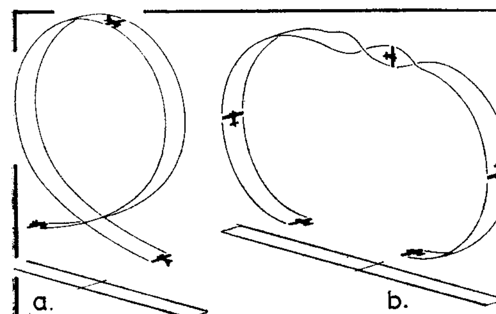


Fig. 12.31. Variante de luping:
a — lupingul inversat (din zbor pe spate); *b* — lupingul cu răsucire.

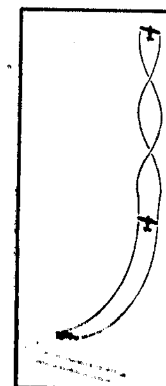


Fig. 12.32. Tonoul pe verticală.

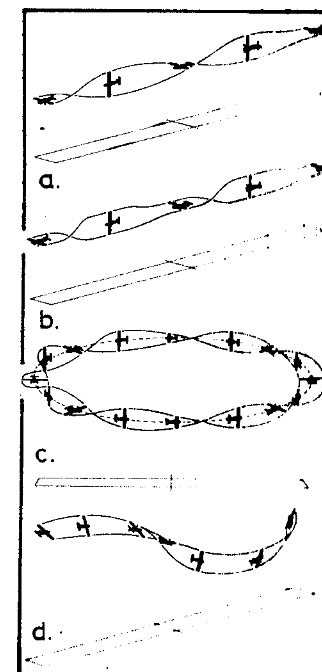


Fig. 12.33. Variante de tonou:
a — tonou axial; *b* — tonou axial din patru bucăți; *c* — tonou în viraj de 360°; *d* — tonou în spirală.

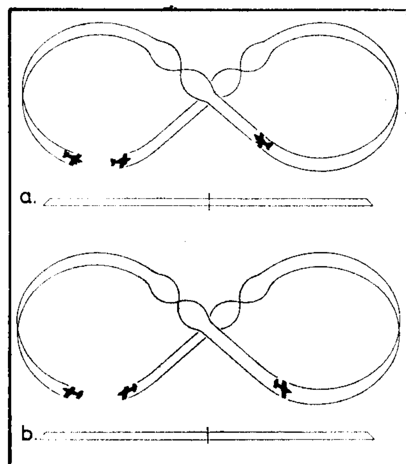


Fig. 12.34. Variante de opt orizontal: *a* — optul cuban; *b* — optul orizontal.

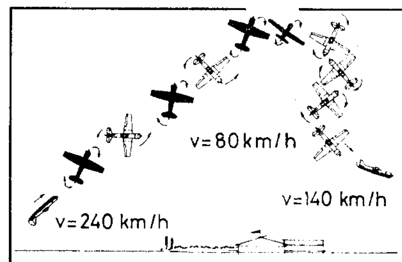


Fig. 12.35. Figura „abracadabra" prezentată de sportivii sovietici cu avionul IAK-18 la primele ediții ale C.M.A.A.

Organizarea Campionalelor Mondiale de Acrobație Aeriană a stimulat în mod deosebit dezvoltarea programelor de zbor și a construcțiilor aeronautice sportive. Antrenorii a numeroase echipe de acrobați studiază științific capacitățile piloților și ale aparatelor de zbor, solicită noi avioane constructorilor, indicînd chiar noi sisteme de comenzi, amenajări speciale, aparatele de acrobație devenind din ce în ce mai specializate. Apar noi avioane din ce în ce mai puternice și robuste, constructorii încercînd realizarea unor rapoarte cît mai favorabile kg/CP (kg/kW) și kg/m² (fig. 12.36). Se experimentează structuri noi, ușoare și se folosesc materiale din tehnologia de vîrf a aeronauticii: materiale compozite, fibre de carbon, aliaje ușoare noi. Constructorii de la firma Hirth (R.F.G.) experimentează chiar noi sisteme de comenzi, care interconectează eleroanele cu voleții în manevre conjugate (fig. 12.37), pentru a se asigura o eficiență sporită a acestora la executarea unor serii de figuri

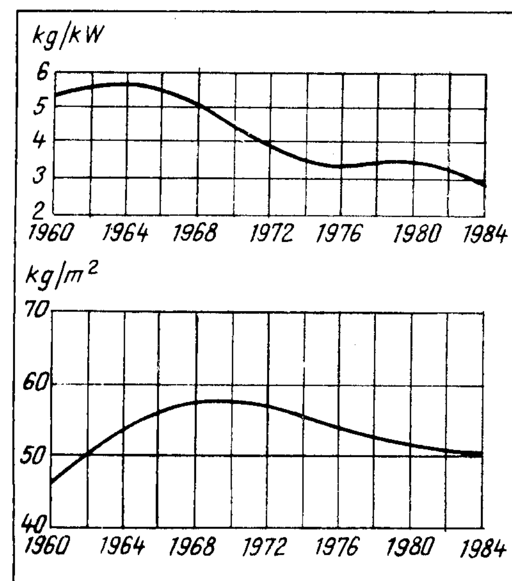


Fig. 12.36. Variația rapoartelor kg/kW și kg/m² la avioanele de acrobație prezente la edițiile C.M.A.A. în decursul anilor (1960—1980).

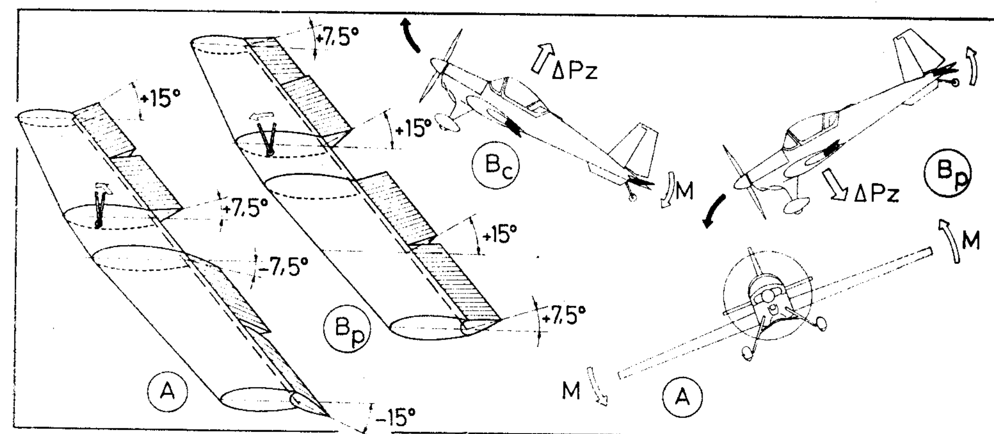


Fig. 12.37. Sistemul de funcționare a comenzilor conjugate la avionul de acrobație **Akrostar**: *A* — voleții conjugați la eleroane; B_p — voleții și eleroanele lucrînd în contracomandă cu profundorul **la picaj**; B_c — voleții și eleroanele lucrînd în contracomandă cu profundorul la cabraj.

rapide, ca tonoul întrerupt (fig. 12.37, *A*), în care voleții lucrează ca eleroane sau în cabraje (fig. 12.37, B_c) și picaje (fig. 12.37, B_x) rapide, în care eleroanele și voleții lucrează în contracomandă cu profundorul, amplificînd momentul în sensul dorit. Sistemul a fost experimentat pe aparatul „Akrostar", care a dotat reprezentativele Republicii Federale Germania și Elveției la mai multe ediții ale Campionatelor Mondiale de Acrobație Aeriană (prescurtat CMAA). Preluat și dezvoltat, sistemul este întîlnit și pe avionale Zlin 526 AFS și Zlin 50, produse în uzinele din Cehoslovacia.

Făcînd o retrospectivă generală privind tipurile de avioane participante la cele douăsprezece ediții ale CMAA, se poate trasa o linie generală a dezvoltării acestora. De la avioanele de școală, amenajate în simpă comandă pentru acrobație de performanță, din anii '60 (Zlin 126 A, Zlin 226 A, Chipmunk, Iak-18, Iak-18P, Iak-18PM, Iak-18PS), s-a ajuns la avioanele de acrobație specializate din edițiile anilor '70 (ZK-VIII, Cranfield, Akromaster, Zlin 50, Iak-50). Formula avionului de acrobație de performanță s-a desprins de cea a avionului de serie, cu excepția aparatelor Zlin 50 și Iak-50, care sînt produse în mare serie. Sînt întîlnite în edițiile anilor '70—'80 tot mai multe construcții prototip sau de serie mică: Akrostar, Laser 200, Iak-55, CAP-21, Extra 230.

În opoziție cu noile aparate, un micuț biplan, Pitts Special (fig. 12.38, *a*), realizat în anii '60, se prezintă la toate edițiile CMAA sub culorile americane. Cîștigător în ediția a VII-a de la Salon de Provence (Franța — 1972), acest avion reușește să claseze pe locuri fruntașe piloții mai multor echipe de acrobație.

Alături de echipa națională americană, pilotul constructor amator Kermit Weeks prezintă la edițiile din 1982 și 1984 două aparate biplane derivate din modelul Pitts Special. La ediția din 1982 acesta prezintă aparatul „Weeks Special" (fig. 12.38, *b*), dezvoltat direct din Pitts Special S2A, cu structură ranforsată și cabină închisă. La ediția din 1984, Weeks, clasat pe un merituos



Fig. 12.38. Variante ale avionului Pitts Special:
a — Pitts Special S1S; *b* — Weeks Special; *c* — Weeks Solution.

loc 3, prezintă un nou aparat „Weeks Solution" (fig. 12.38, *c*), mai mare și echipat cu un motor mult mai puternic, un Lycoming IO-540 de 300 CP (221 kW), față de Lycoming AEIO-360 de 200 CP (149 kW). Pe Pitts Special S1A era instalat inițial un motor de numai 180 CP (132 kW). Se observă linia generală de scădere a raportului kg/CP (kg/kW) (v. fig. 12.36, *a*) prin creșterea puterii motorului. Structura noului aparat este capabilă să suporte accelerații de $\pm 11\ g$. Rezolvarea notează o reabilitare a biplanelor în cadrul competițional, alături de eleganța participării lor la numeroase mitinguri aviatice, unde Pittsul este un avion de atracție.

În S.U.A. Pittsul se bucură de un interes deosebit, acesta fiind construit și de firma „Christen", sub denumirea de Eagle (fig. 12.39, *b*). Trei dintre aparatele Eagle sînt grupate, sub comanda fostului campion mondial Charlie Hillard, în formația „Eagles". Speculîndu-se succesul la public al biplanului, acesta a fost adoptat de mai multe formații de acrobație printre care: Marlboro (v. fig. 12.38, *a*), Rothmans, Dunlop (fig. 12.39, *c*), Royal Falcons...

Numeroși constructori amatori, „îndrăgostiți" de frumusețea și eleganța biplanelor, și-au construit astfel de aparate (fig. 12.39, *a*), participînd cu acestea la diverse mitinguri și concursuri, unele speciale pentru biplane. Soluția pare depășită la actualele cerințe ale avionului de acrobație modern, care trebuie

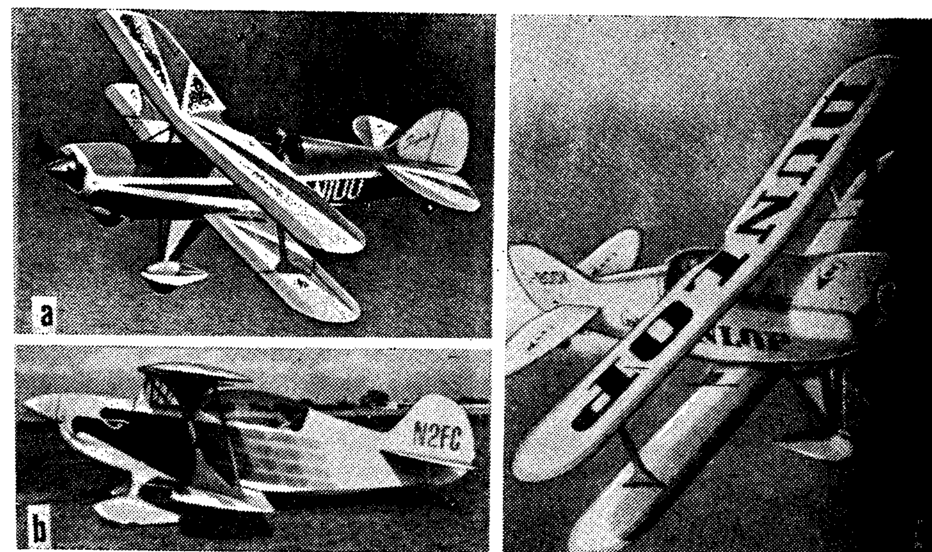


Fig. 12.39. Variante realizate în formula biplan a avionului Pitts Special:
a — avion realizat de un constructor amator american; *b* — avionul „Eagle" realizat la firma **Christen după** licența aparatului Pitts Special S2A; *c* — Pitts Special S1S.

să îmbine eleganța evoluțiilor, cu forța manevrelor pe verticală și siguranța manevrelor lente, cu precizia celor rapide. Apariția noilor generații de avioane pentru acrobație dovedește clar că în cadrul competițional nu se înscrie numai pilotul, ci și mașina zburătoare, aceasta avînd un rol hotărîtor în desemnarea campionului, alături de măiestria pilotului, acumulată în nenumărate ore de antrenament în tehnica pilotajului, perfecționată în ore și ore de studiu la sol și în aer.

Monoplanul se pare că a dovedit superioritate în cerințele de concurs, înregistrîndu-se o gamă largă de astfel de aparate. În momentul de față se observă două direcții principale de dezvoltare a monoplanelor: monoplanul cu aripa jos (fig. 12.40, fig. 12.41) și monoplanul cu aripa mediană (fig. 12.42, fig. 12.43, fig. 12.44).

În fiecare din cele două categorii se observă dubla orientare în ceea ce privește profilul adoptat pentru aripă, structura aerodinamică principală și caracteristică a avionului. La avioanele ASA-200 (fig. 12.40, *a*), CAP-21 (fig. 12.40, *b*), Iak-50 (fig. 12.40, *d*), Stephens Akro (fig. 12.42, *a*), Laser 200 (fig. 12.42, *b*, *c*), Super Star (fig. 12.43, *a*), Pace Spirit (fig. 12.43, *b*), Extra-230 (fig. 12.43, *c*), Cranfield, Akromaster constructorii au optat pentru profile relativ subțiri, atît pentru aripă, cît și pentru ampenaje.

De cealaltă parte sînt întîlnite avioanele cu profile groase, a căror grosime relativă este cuprinsă între 15 și 18%, ca Akrostar (fig. 12.40, *c*), Zlin 50 (fig. 12.40, *e*, fig. 12.41), Suhoi Su-26 (fig. 12.44) și Iakovlev Iak-55.

Toate aparatele prezintă aripi de formă trapezoidală și trenuri de aterizare de tip biciclu, majoritatea pe arc din titan. Adoptarea trenului de aterizare de tip fix simplifică sistemele și instalațiile, asigură o ușurare a struc-

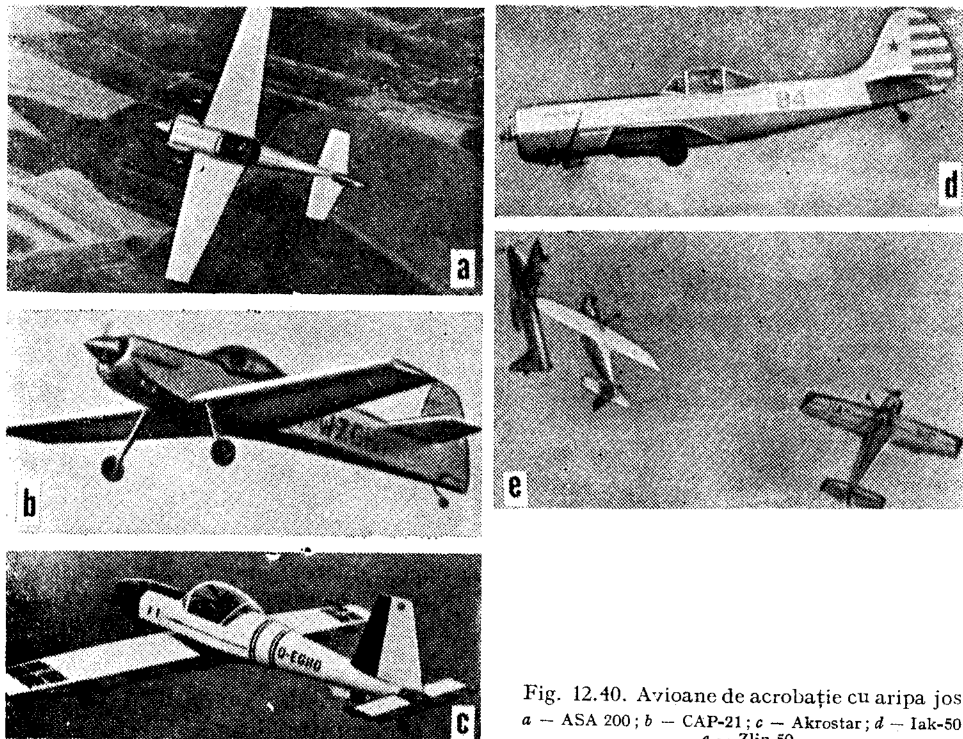


Fig. 12.40. Avioane de acrobaţie cu aripa jos: *a* — ASA 200; *b* — CAP-21; *c* — Akrostar; *d* — Iak-50; *e* — Zlin 50

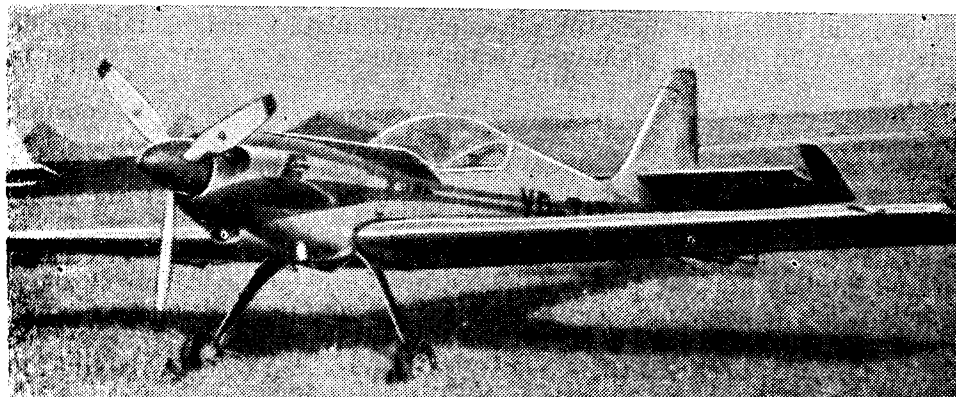


Fig. 12.41. Avionul de acrobaţie Zlin 50 din dotarea lotului naţional de acrobaţie aeriană al României.

turii şi elimină pericolul de avarii ce ar putea apărea din cauza sarcinilor din timpul evoluţiilor.

La ultima ediţie a Campionatului Mondial de Acrobaţie Aeriană de la Békécsaba, Ungaria 1984, clasamentele primilor 24 acrobaţi din 48 înscrişi

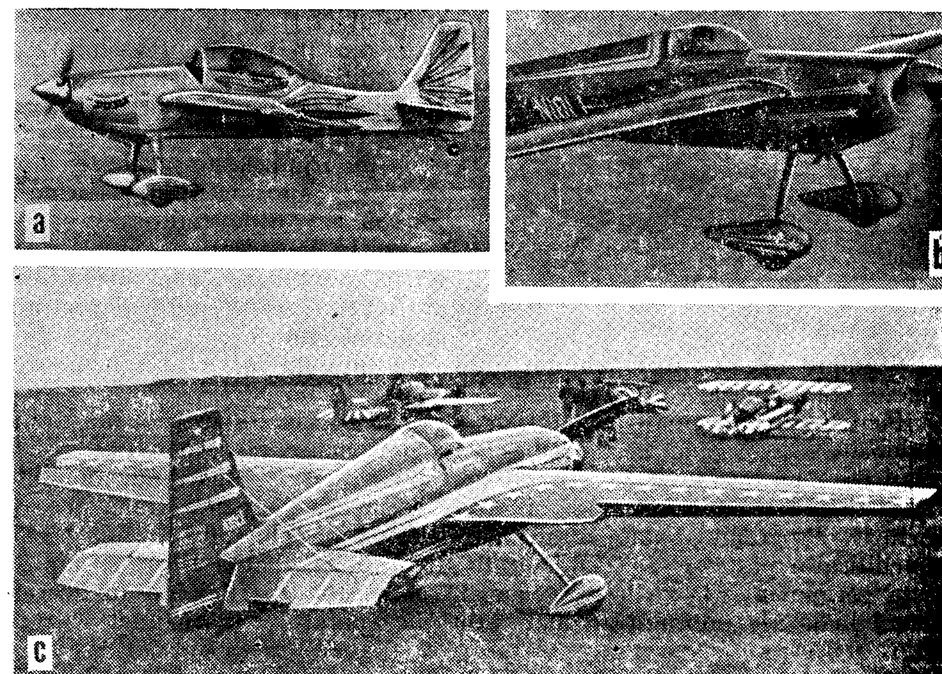


Fig. 12.42. Avioane de acrobaţie cu aripă mediană derivate din modelul Stephens Akro: *a* — Stephens Akro; *b*, *c* — Laser 200.

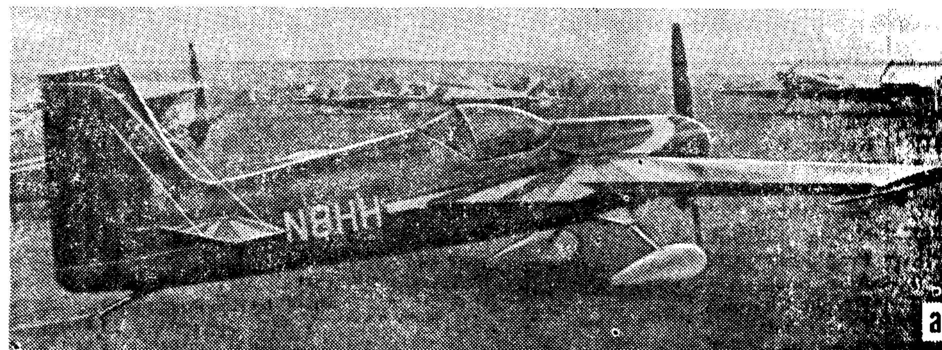


Fig. 12.43. Avioane de acrobaţie derivate din modelul Laser 200: *a* — Super Star; *b* — Pace Spirit; *c* — Extra-230.

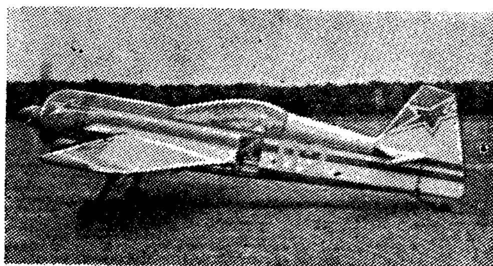


Fig. 12.44. Avionul de acrobație Suhoi Su-26.

(tabelul 12.1) și primelor 10 acrobate din 16 înscrise (tabelul 12.2) sînt edificatoare pentru necesitatea susținerii programului de dezvoltare a avionului de acrobație.

Analizînd clasamentul masculin, se observă poziția fruntașă a Iak-ului 55, care rupe tradiția a peste 50 de ani în construcția avioanelor de școală și acrobație, noul avion fiind cu totul deosebit, de la structură, la aerodinamică.

Studiind clasamentul feminim observăm un bun loc 4 al concurentei române, Nina Ioniță, care a zburat pe un aparat Zlin 50 LA.

Pentru edițiile următoare ale CMAA se așteaptă noi apariții a noi tipuri de avioane care să pună în aceeași balanță pe concurenți, ce pot fi ușor subclasați dacă nu evoluează pe aparate corespunzătoare standardului mondial.

Analizînd exercițiile campionilor, de asemenea se poate trage aceeași concluzie. Programul campionului Petr Jirmus pe Zlin 50 LS (fig. 12.45) este edificator în acest sens. Dificultatea figurilor acrobatice libere și impuse crește permanent, la realizarea corectă a acestora participînd în aceeași măsură măiestria pilotului acrobat, calitățile aparatului și, în unele cazuri,

Tabelul 12.1

Clasamentul masculin la ediția din anul *1984* a CMAA

Locul	Concurentul	Țara	Avionul	Punctajul obținut
I	Petr Jirmus	R.S.C.	Zlin 50LS	16 602,7
II	Manfred Stroessenreuther	R.F.G.	Zlin 50LS	16 288,1
III	Kermit Weeks	S.U.A.	Weeks Solution	16 168,0
4	Henry Haig	S.U.A.	Superstar	16 000,1
5	Wiktor Smolin	U.R.S.S.	Iak-55	15 939,7
6	Eric Müller	Elveția	Extra 230	15 887,2
7	Nikolai Nikitiuk	U.R.S.S.	Iak-55	15 642,1
8	Frank Fry	Australia	Laser	15 639,2
9	Alan Bush	S.U.A.	Pitts SS	15 554,2
10	Harold Chappell	S.U.A.	Pitts S1	15 505,6
11	Louis Pena	Franța	CAP-21	15 490,0
12	Peter Bessenyei	R.P.U.	Zlin 50LA	15 297,7
13	Laszlo Toth	R.P.U.	Zlin 50LA	15 266,1
14	Patrick Paris	Franța	CAP-21	15 247,5
15	Andras Molnar	R.P.U.	Zlin 50LA	15 232,5
16	Pavel Cico	R.S.C.	Zlin 50LS	15 097,1
17	Jiri Saller	R.S.C.	Zlin 50LS	15 092,4
18	Walter Extra	R.F.G.	Extra 230	14 967,5
19	Miroslav Srnec	R.S.C.	Zlin 50LS	14 924,5
20	Sergio Dallan	Italia	CAP-21 Exp.	14 867,6
21	Geofrey Selvey	Australia	Pitts S1	14 867,6
22	Gene Beggs	S.U.A.	Pitts T	14 766,6
23	Georges Muzergues	Franța	CAP-21	14 704,0
24	Juirgis Kairis	U.R.S.S.	Su-26	14 694,8

Tabelul 12.2

Clasamentul feminin la ediția din anul 1984 a CMAA

Locul	Concurenta	Țara	Avionul	Punctajul obținut
I	Halide Makagonova	U.R.S.S.	Iak-55	15 001,9
II	Liubow Niemkova	U.R.S.S.	Iak-55	14 567,7
III	Debbie Rihn	S.U.A.	Pitts S1	14 508,9
4	Nina Ioniță	România	Zlin 50 LA	14 148,9
5	Catherine Maunoury	Franța	CAP-21	14 140,2
6	Linda Meyers	S.U.A.	Weeks Spec.	13 983,3
7	Marianne Maire	Franța	CAP-21	13 929,0
8	Valentina Jaikova	U.R.S.S.	Iak-55	13 549,5
9	J. Pfile	S.U.A.	Pitts S1	12 056,9
10	J. Sablikova	R.S.C.	Zlin 50 LA	11 999,8

chiar condițiile mediului, viteza și direcția vîntului putînd ajuta la executarea corectă a unor figuri acrobatice, (fig. 12.46).

Alături de antrenori și sportivi, constructorii caută în continuare soluția optimă pentru avionul de acrobație modern. Constructorii sovietici au optat pentru soluția unei instalații de forță puternice pe o structură rezistentă, metalică, de tip cocă la Iak-55 (fig. 12.47) și de tip grindă cu zăbrele, cu panouri de acoperire metalice și materiale compozite cu mase plastice, în cazul aparatelor Su-26, cu aripi și ampenaje pe structuri multilonjeroane, acoperite cu tablă din aliaje ușoare și, respectiv, pe structură integrală din masă plastică.

Constructorii americani dezvoltă în continuare, paralel cu unele soluții prototip de monoplane, soluția biplan a aparatului Pitts Special, realizat în peste 1500 exemplare. Aparatele Pitts Special S1S, Pitts S2A și Christen Eagle prezintă structuri metalice de tip grindă cu zăbrele (fig. 12.48) la fuzelaje și structuri mixte, metal și lemn, la aripi. Aparatele sînt acoperite cu diverse capotaje ușoare, din metal și mase plastice, iar suprafețele portante și de comandă sînt învelite cu materiale textile.

Concursurile și piloții vor demonstra justețea soluțiilor, totul în condițiile extrem de complexe ale regulamentelor de desfășurare și apreciere ale Campionatelor Mondiale de Acrobație Aeriană.

În afara Campionatelor Mondiale de Acrobație Aeriană, la fel de importante sînt și Campionatele Naționale, ce se desfășoară în fiecare țară și o serie de alte competiții internaționale ce reunesc sportivi din numeroase țări, multe dintre acestea devenind tradiționale. Balcaniada Aeronautică, competiție ce reunește sportivi din România, Bulgaria, Grecia, Turcia și Iugoslavia la probele de planorism, parașutism, aeromodelism și acrobație aeriană, este dominată, în special la acrobație aeriană, de sportivii din România. În edițiile acestei competiții, sportivii români Mihai Albu, Marcel Mitu, Milu Fețeanu și Nina Ioniță au obținut numeroase titluri de campioni balcanici și medalii de aur, argint și bronz, clasîndu-se cu regularitate pe locurile fruntașe.

Din anul 1972 se simte o tot mai importantă participare a lotului național al României la C.M.A.A. și alte competiții internaționale și europene. Conduși de antrenorul Constantin Manolache, maestru emerit al sportului, aceștia obțin locuri din ce în ce mai bune, sportivii români cîștigînd tot mai mult prestigiu în activitatea internațională. În anul 1981 la C.M.A.A. din Austria echipa României se clasează pe locul cinci din 14 națiuni participante.

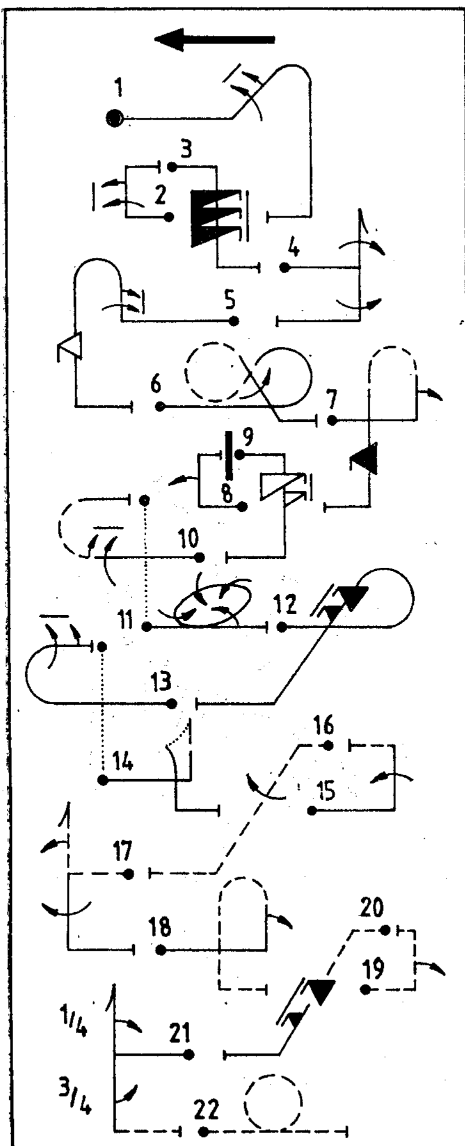


Fig. 12.45. Unul dintre programele campionului Petr Jirmus pe avionul Zlin 50 la ediţia din 1984 a C.M.A.A.

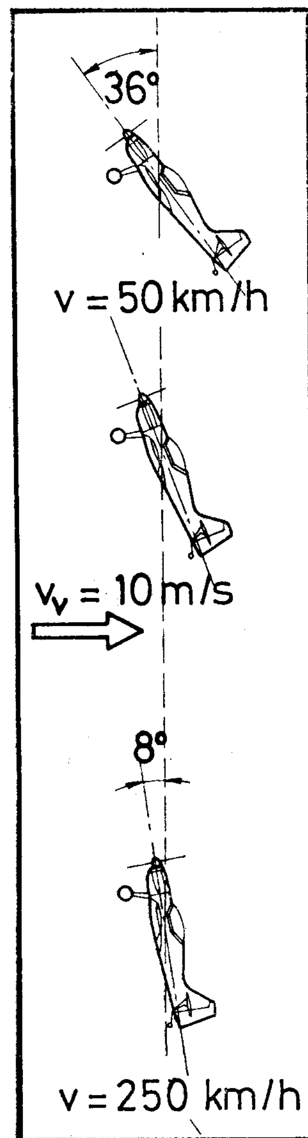


Fig. 12.46. Executarea urcării pe verticală cu viteză redusă, în condiţiile unui vînt laminar cu viteză constantă de 10 m/s, avionul Zlin 50 păstrîndu-se în limite maniabile, la o executare corectă a figurii.

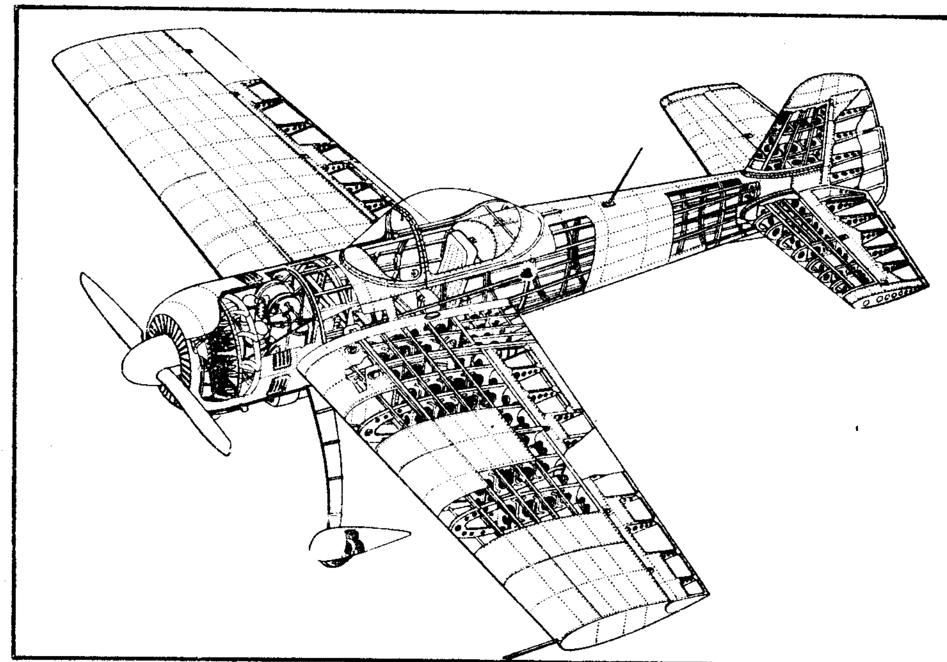


Fig. 12.47. Structura avionului de acrobaţie Iak-55.

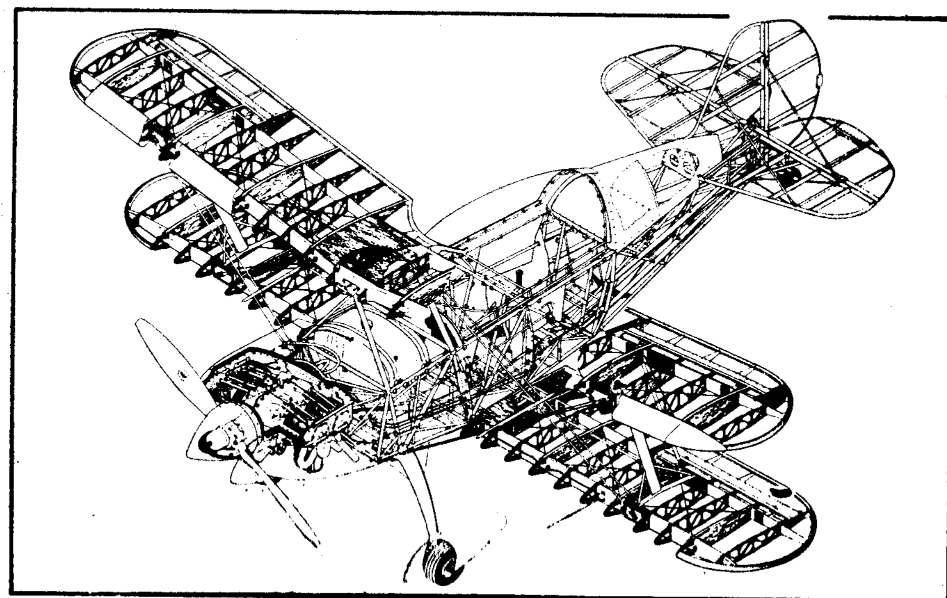
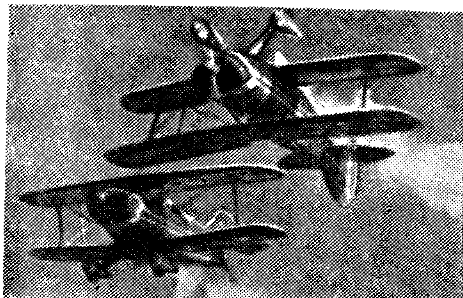


Fig. 12.48. Structura avionului de acrobaţie Christen Eagle, realizat după modelul Pitts Special S2A.

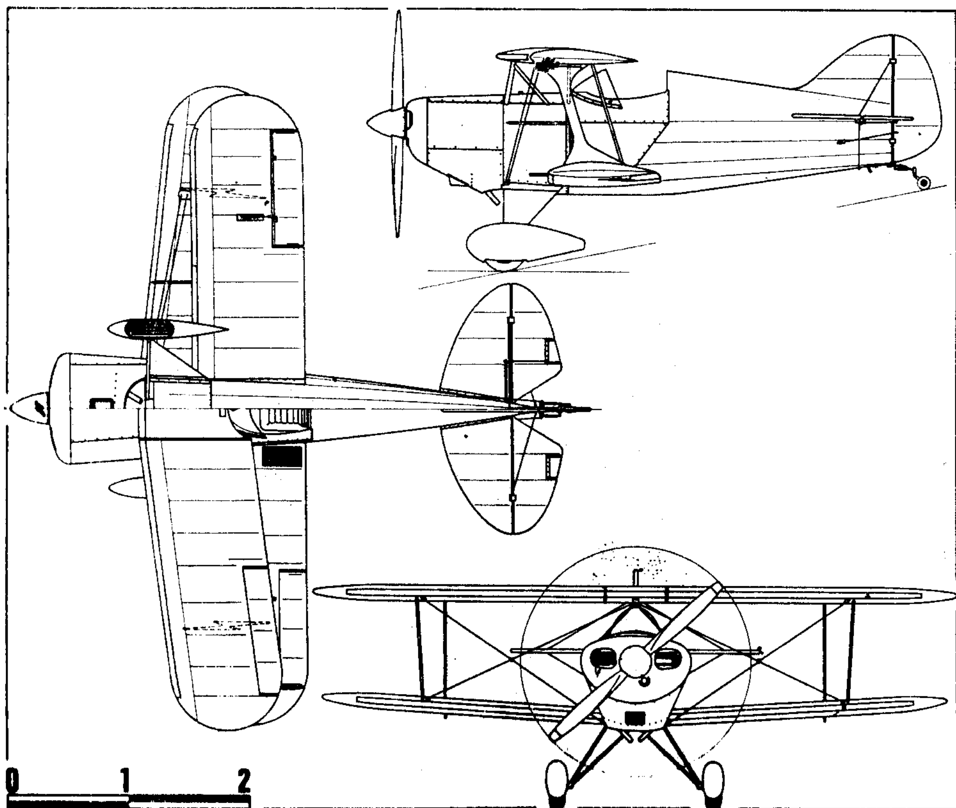
PITTS SPECIAL S1S
S.U.A.



Avion monoloc, monomotor, biplan. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Anvergură: 5,28 m; lungime: 4,73 m; înălțime: 1,91 m; suprafață portantă: 9,15 m²; masă gol: 326 kg; masă maximă: 520 kg; viteză maximă: 285 km/h; viteză de croazieră: 227 km/h; viteză minimă: 103 km/h; viteză ascensională: 13,6 m/s; plafon: 6800 m; autonomie: 500 km.

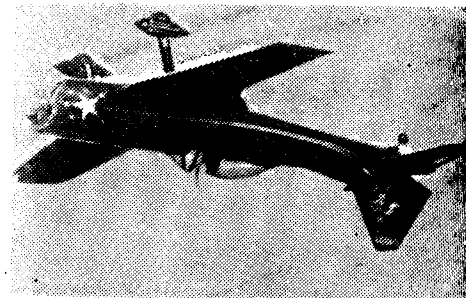
Încărcare alară: 56,83 kg/m²; **masă raportată:** 2,88 kg/CP (3,88 kg/kW).
Factor de sarcină: +9/−4,5.

Prototipul biplanului Pitts Special a fost proiectat în anii 1943—1944, cînd aparatul dispunea de un motor Continental de 90 CP (67 kW). Aparatul este certificat pentru construcțiile de amatori din S.U.A. în variantele S1D și S1E. Varianta S1S este produsă în piese și disponibilă montării de către constructorii amatori. Instalația de forță este asigurată de motoare mai puternice, de tip Lycoming IO-360 de 180 CP (134 kW). Micul biplan este prevăzut cu eleroane pe ambele planuri și este capabil de evoluții la accelerații de +9 *g*, −4,5 *g*. Deosebit de maniabil, aparatul se află în dotarea mai multor echipe de acrobați din S.U.A., Canada, Anglia, Australia, R.F.G., Elveția, Noua Zeelandă. În anul 1972 Charlie Hillard și Gaffaney Mary obțin titlurile de campioni mondiali evoluînd pe aparate S1S.



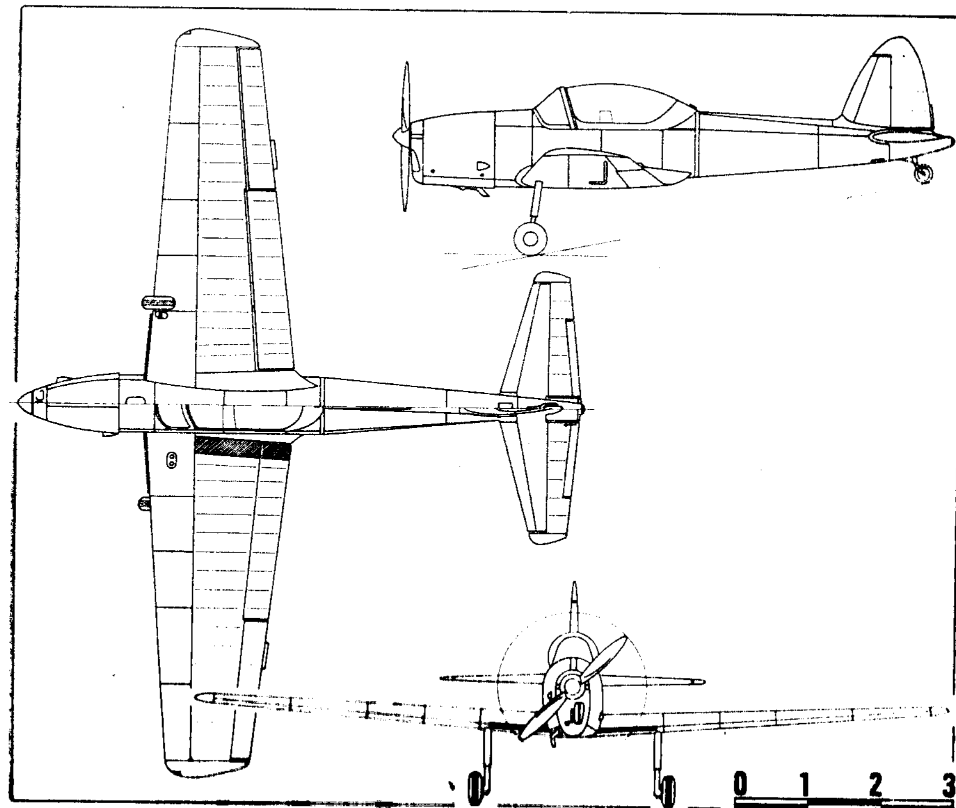
DE HAVILLAND AIRCRAFT OF CANADA DHC-1 CHIPMUNK
CANADA

Prototipul seriei DHC-1 a efectuat primul zbor în mai 1946, echipat cu un motor Gipsy Major Ic de 142 CP (106 kW). Aparatul biloc a stat la baza unor serii de aparate de școală, fiind realizat în 1250 exemplare în Canada și Anglia. Datorită calităților de zbor, aparatul a fost echipat special pentru acrobație de înaltă clasă în variante monoloc, suferind, pe lîngă remotorizări, și diverse modificări structurale și aerodinamice. Varianta Super Chipmunk DH 1B2 este echipată cu un motor Lycoming Go 435-C2B de 260 CP (195 kW), performanțele fiind mult superioare variantelor de școală. Aparatul a fost destinat participării la CMAA din anii 1966 și 1968 a concurentului american Harold Krier. În imagine este prezentat aparatul „Super Munk" pilotat în zbor pe spate peste Canlul mînecii de pilotul Nigel Brendish, actual campion de durată în zbor pe spate.



Avion biloc (monoloc), monomotor, monoplan cu **aripa** jos. Tren de aterizare fix (neescamotabil), **tip biciclu**. Anvergură: 10,46 m (9,65 m); lungime: 7,75 m (8,23 m); înălțime: 2,13 m (2,13 m); suprafață **portantă: 16 m²** (15,9 m²); masă gol 526 kg (712 kg); **masă maximă** 875 kg (907 kg); viteză maximă: 223 km/h (300 km/h); viteză minimă: 85 km/h (85 km/h); **viteză ascensională:** 4,5 m/s (12 m/s) plafon: 5250 m (7160 m); **distanța** de zbor: 780 km (1000 km)

Încărcare alară: 54,7 kg/m² (56,6 kg/m²); **masă raportată:** 6,15 kg/CP (3,48 kg/CP); 8,25 kg/kW (4,65 kg/kW).



JAKOVLEV Iak-18PM
U.R.S.S.



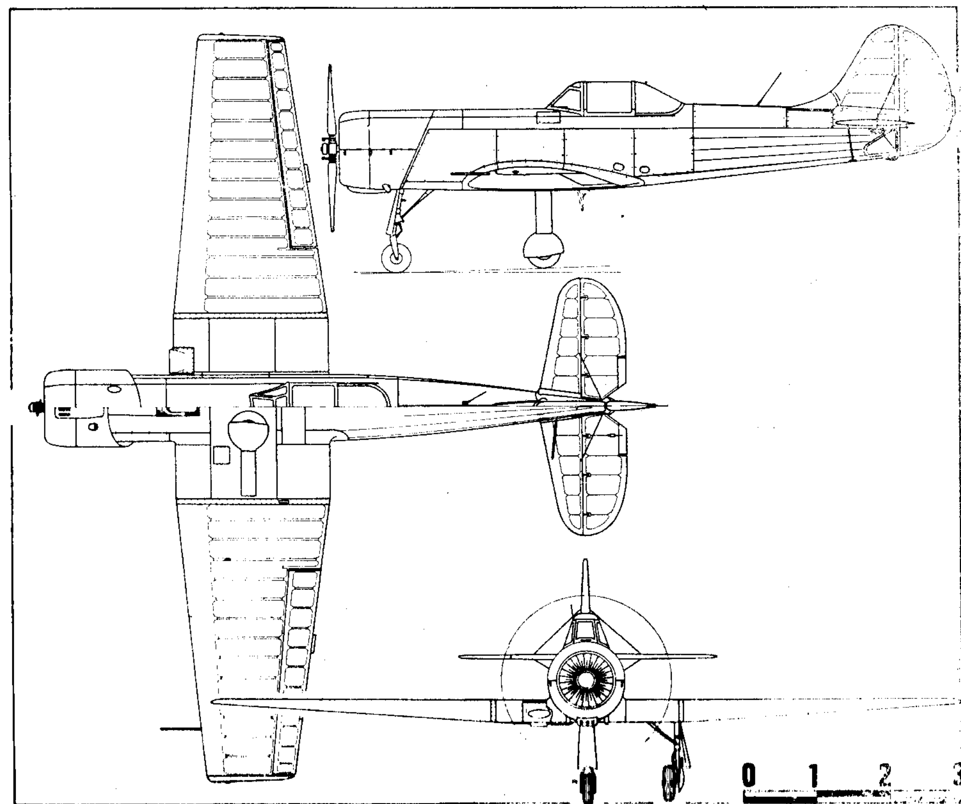
Avion monoloc, monomotor, monoplan, cu aripa jos. Tren de aterizare escamotabil, de tip triciclu. Anvergură: 10,80 m; lungime: 8,38 m; înălțime: 3,35 m; suprafață portantă: 16,5 m²; masă gol: 780 kg; masă maximă: 1100 kg; viteză maximă: 320 km/h; viteză de croazieră: 265 km/h; viteză minimă: 90 km/h; viteză ascensională: 10,00 m/s; plafon: 5000 m; distanță de zbor: 800 km.

Încărcare alară: 66,5 kg/m²; **masă raportată:** 3,67 kg/CP (4,88 kg/kW).

Factor de sarcină: +9/−6.

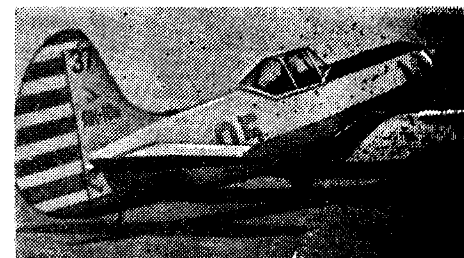
Ediția a IV-a a CMAA de la Moscova, 1966, a marcat un important succes al constructorilor și zburătorilor sovietici. Pilotînd un avion Iak-18PM, V. Martemianov devine campion mondial, la fel și coechipiera acestuia, G. Kortsuganova, la probele pentru femei.

Iak-18PM este o versiune a avionului de acrobație Iak-18P, realizat special pentru acrobație de performanță în anul 1959. La edițiile anterioare Iak-18P se prezintă bine, dar nu reușește să depășească punctajul realizat de cehi, unguri și spanioli, care au evoluat pe aparate de tip Zlin 126A și Zlin 226A. Iak-18PM va sta la baza generațiilor următoare de aparate de acrobație de înaltă clasă: Iak-18PS, Iak-50, ce se vor clasa în fruntea clasamentelor la edițiile a VI-a și a VIII-a. Avionul este echipat cu un motor de tip AI-14 RF de 300 CP (225 kW).



JAKOVLEV Iak-50-prototip
U.R.S.S.

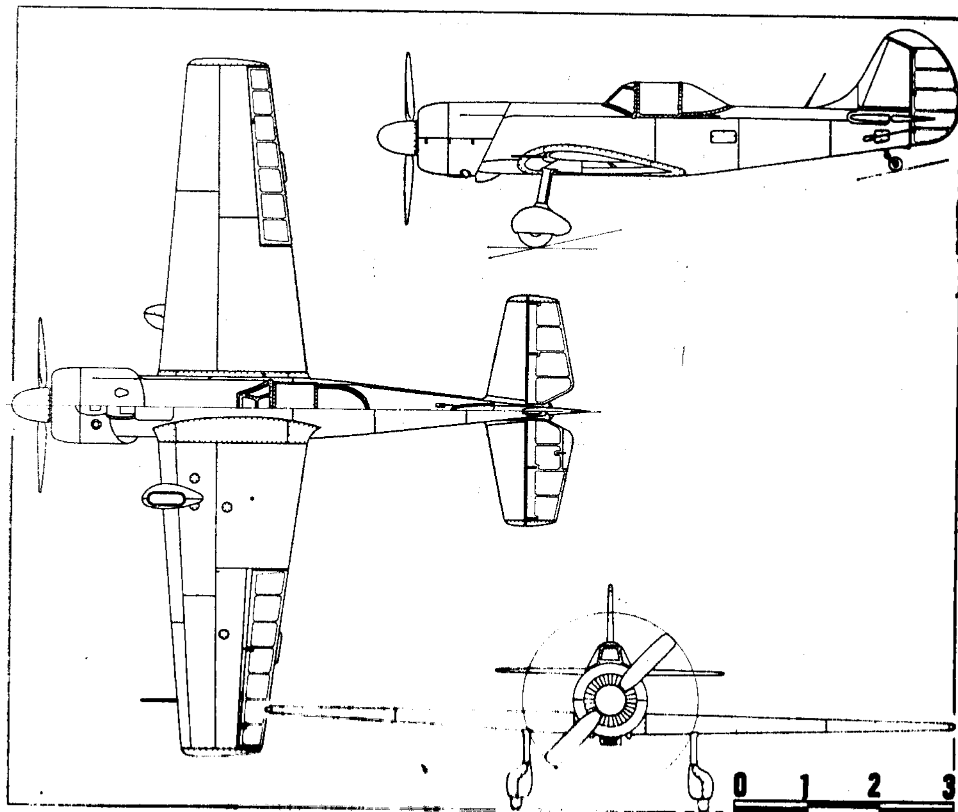
Construcțiile Iakovlev, cunoscute în întreaga lume, au la bază avionul de școală, biloc, Iak-18, construit în anul 1946. Dezvoltat într-o gîndire sistemică, motorizat corespunzător și permanent adaptat la noile cerințe ale programului, Iak-18 este construit în numeroase variante: Iak-18, Iak-18U, Iak-18A, Iak-18P, Iak-18PM, Iak-18PS Iak-18T. Avionul Iak-50 s-a construit în mai multe variante prototip și în mare serie. Complet metalic, cu aripa cu diedru mic, aparatul și-a dovedit calitățile în mai multe ediții ale CMAA, surclasînd concurenți potențiali, forțînd astfel numeroși constructori la realizarea de noi și noi aparate competititive. Realizat în mare serie, Iak-50 a dat posibilitatea antrenării unui foarte mare număr de piloți de performanță din U.R.S.S., R.D.G și Polonia. Instalația de forță este asigurată de un motor M-14P de 360 CP (265 kW).

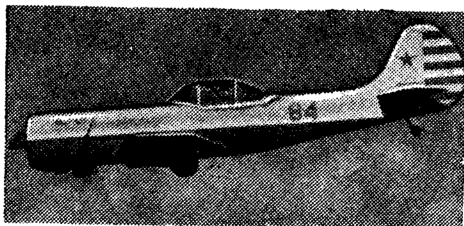


Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală cu pas variabil. Anvergură: 9,50 m; lungime: 7,68 m; înălțime: 3,10 m; suprafață portantă: 15,00 m²; masă gol: 765 kg; masă maximă: 900 kg; viteză maximă: 420 km/h; viteză minimă: 70 km/h; viteză ascensională: 16,00 m/s; plafon: 5500 m; distanță de zbor: 500 km.

Încărcare alară: 60 kg/m²; **masă raportată:** 2,5 kg/CP (3,4 kg/kW).

Factor de sarcină: +9/−6.



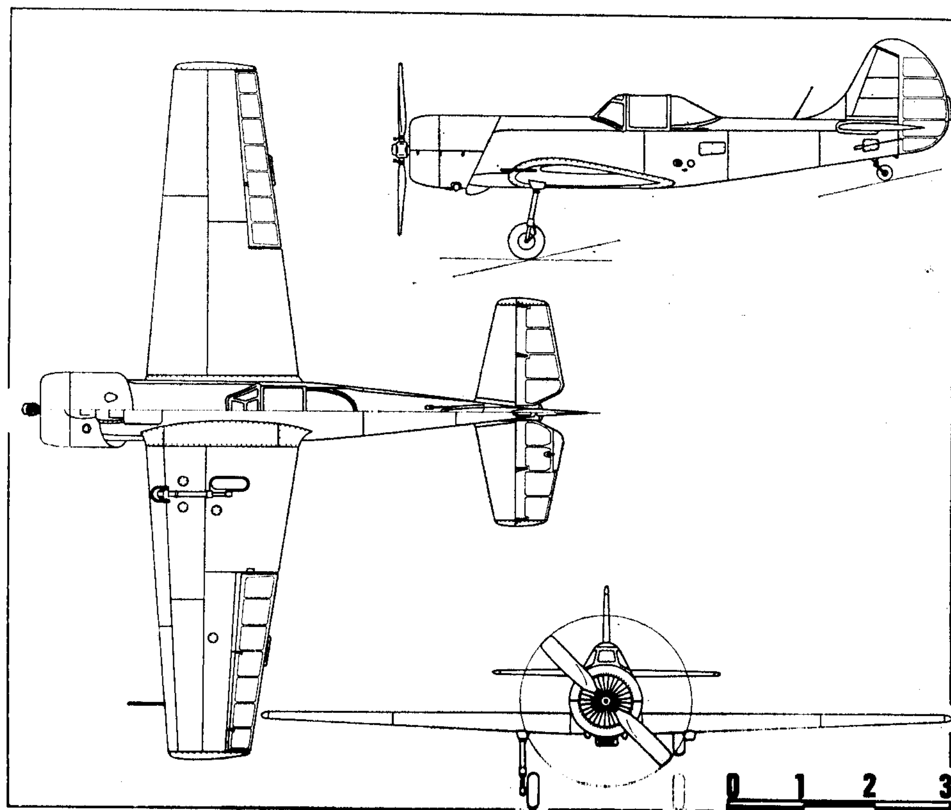


Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare escamotabil, de tip biciclu. Elice bipală V-530 TAD-35 de 2,4 m diametru cu reductor R-2 şi pas variabil. **Anvergură: 9,5 m; lungime: 7,68 m; înălţime: 2,25 m; suprafaţă portantă: 15,00 m²; masă gol 765 kg; masă maximă: 900 kg;** viteză maximă: 420 km/h; viteză de croazieră: 320 km/h; viteză minimă: 70 km/h; viteză ascensională: 16 m/s; plafon: 5500 m; distanţa de zbor: 500 km.

Încărcare alară: 60 kg/m²; **masă raportată:** 2,5 kg/CP (3,4 kg/kW).
Factor de sarcină: +9/−6.

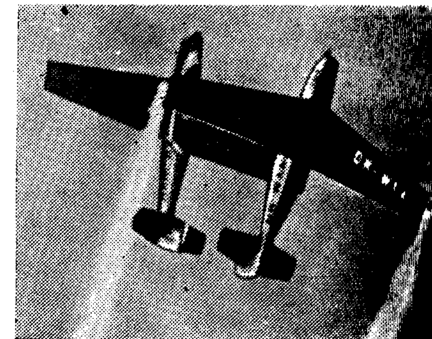
JAKOVLEV Iak-50
U.R.S.S.

Ediţia a VIII-a de la Kiev, 1976, a CMAA se dovedeşte din nou deosebită pentru echipele sovietice, Viktor Lezko şi Lidia Jaikova, zburînd pe aparate de tip Iak-50, clasîndu-se în fruntea clasamentului şi obţinînd titlurile supreme de campioni. Avioanele din producţia de serie erau echipate cu motoare M-14P de 360 CP (265 kW) şi nu prezentau amenajări speciale. Trenul de aterizare, de tip biciclu, era escamotabil. Complet metalic, avionul prezintă o aripă fină cu profil Clark Yh, cu grosimea relativă de 14,4% la încastrare şi 9% la vîrful planurilor. Depăşit în ediţia a X-a de Zlin 50, Iak-50 revine în fruntea clasamentului în anul 1982, cu prilejul ediţiei a XI-a a CMAA din Austria. La această ediţie, Mihail Molcsanjuk testează în condiţii de concurs prototipul unui nou aparat de acrobaţie, Iak-55, care a fost trecut în producţie de preserie pentru campionatul de acrobaţie din 1984, unde a avut o comportare notabilă.



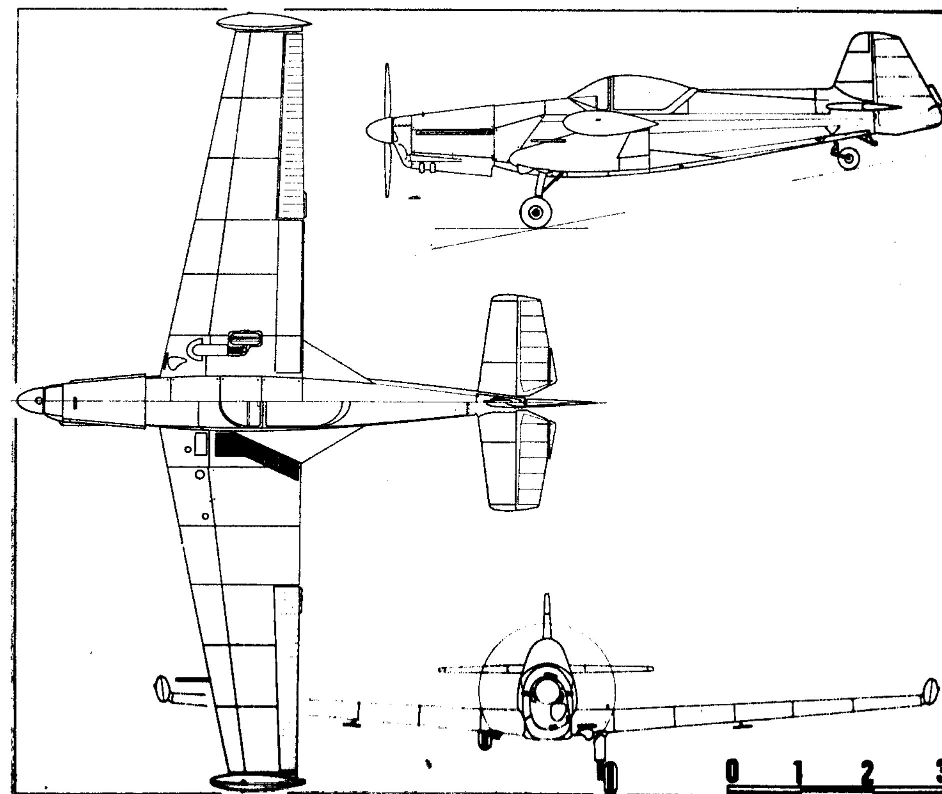
ZLIN 526A / 526AS / 526AFM
R.S.C.

Rezultat al unei evoluţii cu serioase baze tehnice, avionul de acrobaţie Zlin 526AS are la bază experienţa acumulată de constructorii de la uzinele „Moravan". Primul campion mondial la acrobaţie, Ladislav Bezak, şi-a cîştigat titlul zburînd pe un avion de şcoală Zlin 226T. „Trenér-6", construit în anul 1956. Uzinele „Moravan" construiau încă din anul 1946 în producţie de serie avionul de şcoală Zlin 122. Au urmat variante din ce în ce mai evoluate: Z-26 „Trenér", Z-126 „Trenér-2", Z-226A „Akrobat", Z-226AS „Abkrobat Special", Z-226T „Trenér-6", Z-326 „Trenér Master", Z-326A „Akrobat", Z-526, Z-526A „Akrobat", Z-526AS „Akrobat Special", ... Zlin 526AS este echipat cu un motor Walter Minor 6III de 160 CP (118 kW).



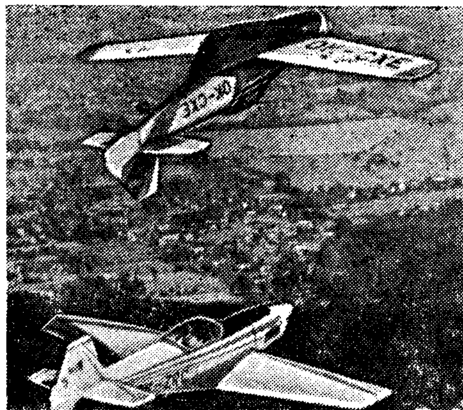
Avion monoloc, monomotor, monoplan cu **aripa jos.** Tren de aterizare esamotabil, de tip biciclu. **Elice** bipală cu pas variabil şi regulator de **turaţie.** Anvergură: 10,59 m; lungime: 7,8 m; **suprafaţă** portantă: 15,45 m²; masă gol: 650 kg; **masă maximă:** 780 kg; viteză maximă: 240 km/h; **viteză de croazieră:** 208 km/h; viteză ascensională: 6,00 m/s; plafon: 6000 m; distanţa de zbor: 850 km;

Încărcare alară: 50,5 kg/m²; **masă raportată: 4,87** kg/CP (6,6 kg/kW).
Factor de sarcină: +6/−3.



ZLIN 526AFS

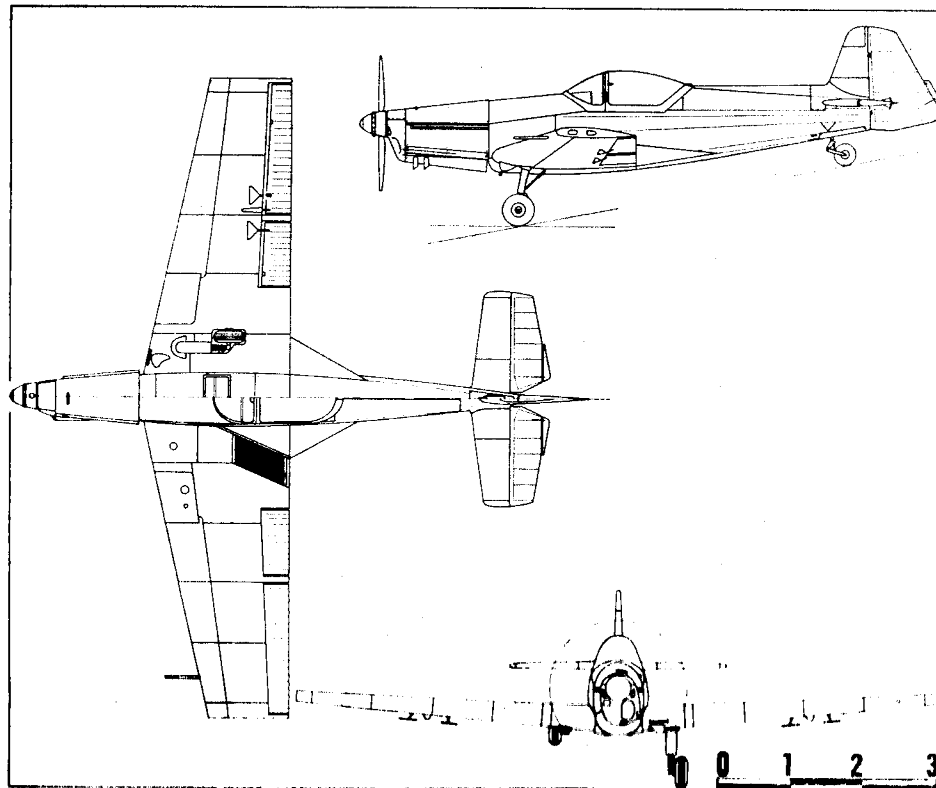
R.S.C.



Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare escamotabil, de tip biciclu. Elice bipală Avia V-503A cu pas variabil și regulator de turație. Anvergură: 8,84 m; lungime: 7,81 m; înălțime: 1,90 m; suprafață portantă: 13,8 m²; masă gol: 605 kg; masă maximă: 840 kg; viteză maximă: 350–305 km/h; viteză de croazieră: 216 km/h; viteză minimă: 100 km/h; viteză ascensională: 9,0 m/s; plafon: 5800 m; distanță de zbor: 700 km.

Încărcare alară: 60,86 kg/m²; **masă raportată**: 4,3–4,66 kg/CP (6,22 kg/kW).
Factor de sarcină: +7/–4,5.

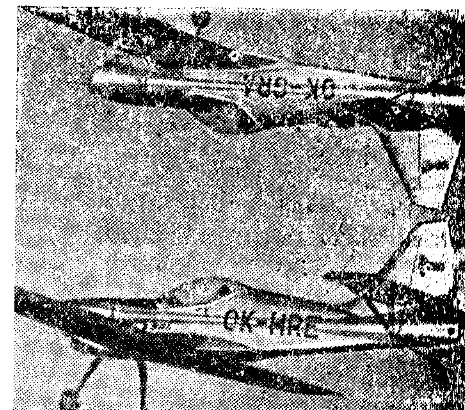
Cu modelul Zlin 526AFS, construit în anul 1970, constructorii de la Uzinele „Moravan" încearcă să dea un răspuns competent la programul de acrobație modern. Prevăzut cu o aripă total nouă, cu profil gros, cu anvergura mai mică, de 8,84 m, cu eleroane și flapsuri interconectabile, Zlin 526AFS se fabrică în serie. În primii doi ani de producție s-au construit 45 exemplare, iar apoi producția a continuat susținut, aparatele echipînd formațiile de acrobație a mai multor țări socialiste, Cehoslovacia, România, Germania Democrată, Polonia, Ungaria și fiind testate de diverși piloți particulari din Anglia, Italia, S.U.A, Franța. Echipat cu un motor Avia M-137 de 180 CP (135 kW), aparatul demonstrează reale calități pentru acrobație.



ZLIN 50

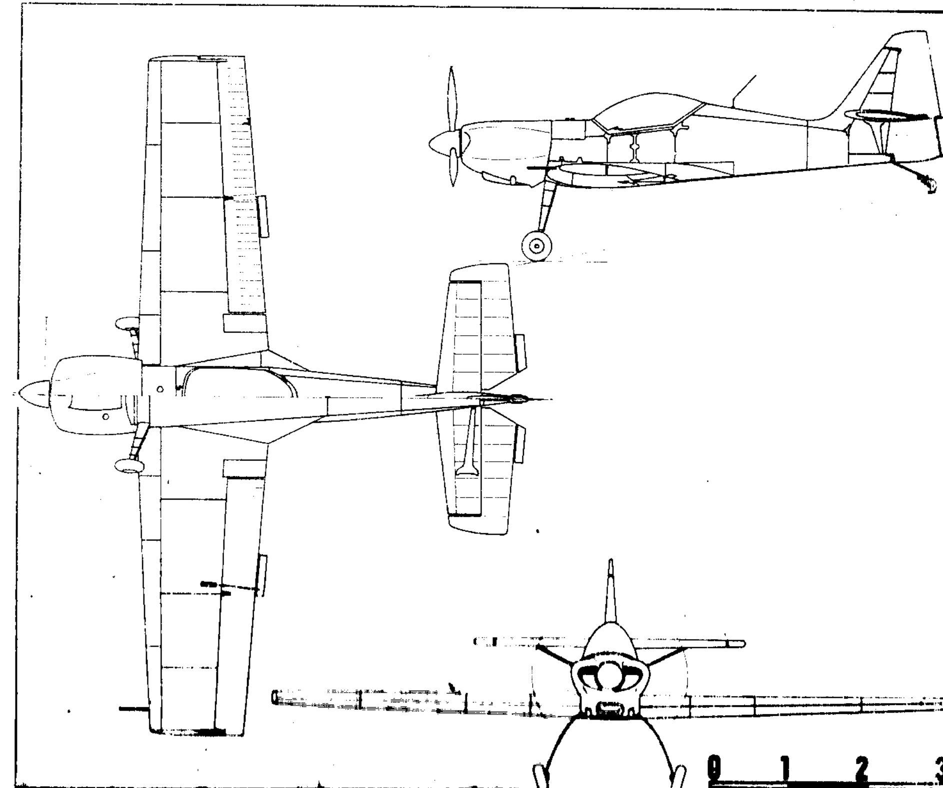
R.S.C.

Paralel cu producția de mare serie a avioanelor de școală și de acrobație, din anul 1973 se încep la uzinele „Moravan" studiile pentru un avion de acrobație de performanță, capabil să concureze în condiții egale cu celelalte aparate înscrise la CMAA. Astfel în anul 1975, la 18 iulie, Zlin 50 efectua primul zbor de încercare. După teste, aparatul este construit în serie restrînsă pentru echipele de piloți acrobați din România, Polonia, Ungaria, R.F.G. și alți concurenți individuali ... Aparatul, total nou, este echipat cu un motor Avco Lycoming AEIO-540-D4B5 cu reductor, de 260 CP (195 kW). Aripa cu profil gros, NACA 0018/0012, este prevăzută cu suprafețe de comandă interconectabile. Aparatul se află în fruntea clasamentelor CMAA la edițiile a IX-a, a X-a și a XII-a.



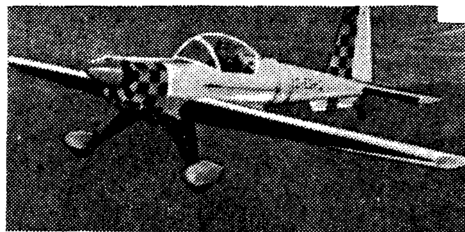
Avion monoloc, monomotor, monoplan cu **aripa jos**. Tren de aterizare fix, de tip biciclu pe arc din **titan**. **Elice** tripală de tip Hoffmann HO-V 123K-F/200 AH. Anvergură: 8,58 m; lungime: 6,62 m; înălțime: 1,98 m; suprafață portantă: 12,5 m²; masă gol: 570 kg; masă maximă: 720 kg; viteză maximă: 300 km/h (337 km/h); viteză de croazieră: 240 km/h; viteză minimă: 98 km/h; viteză ascensională: 12 m/s; plafon: 6000 m; distanță de zbor: 640 km.

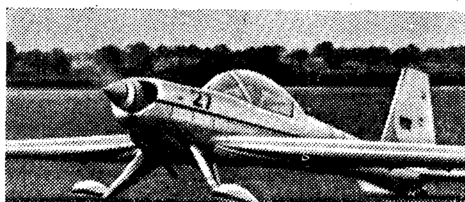
Încărcare alară: 57,6 kg/m²; **masă raportată**: 2,76 kg/CP (3,71 kg/kW).
Factor de sarcină: +9/–6.



HIRTH AKROSTAR

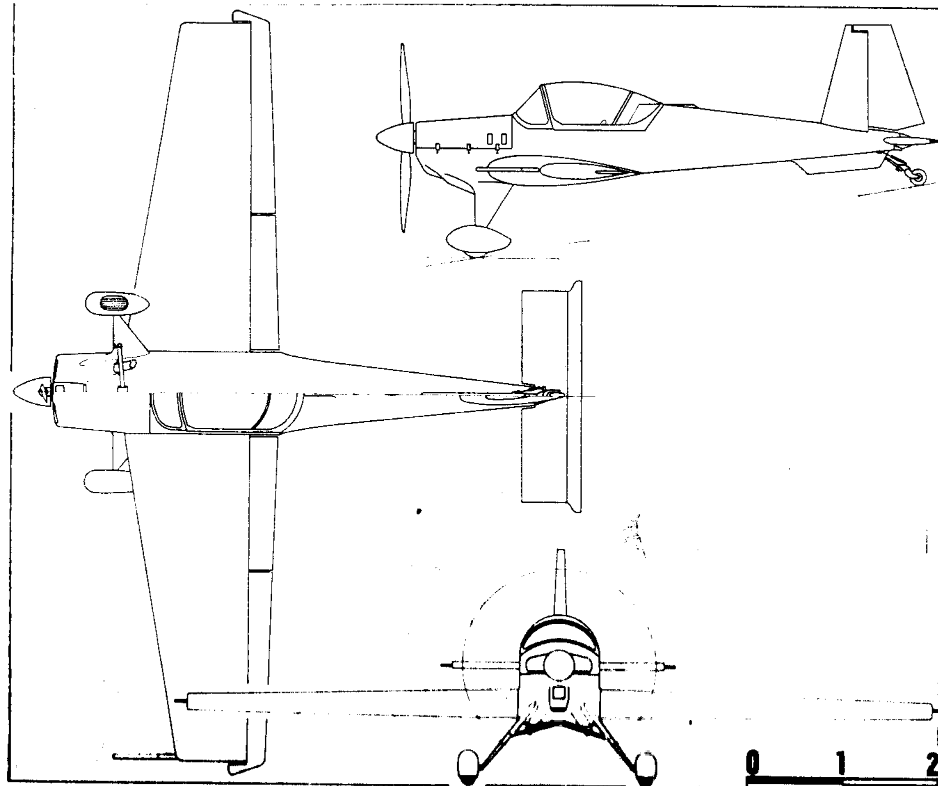
R.F.G.





Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală Hartzell HC-2yF-4 cu turație constantă. Anvergură: 8,28 m; lungimea: 6,11 m; înălțime: 1,78 m; suprafață portantă: 10,34 m²; masă gol: 520 kg; masă maximă: 630 kg; viteză maximă: 305 km/h; viteză de croazieră: 273 km/h; viteză minimă: 95 km/h; viteză ascensională: 14,3 m/s; plafon: 6000 m; distanță de zbor: 610 km.
Încărcare alară: 60,93 kg/m²; **masă raportată**: 2,86 kg/CP (3,81 kg/kW).
Factor de sarcină: +8/−6.

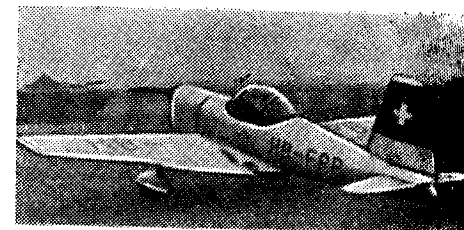
Prototipul aparatului Hirth Akrostar a efectuat primul zbor la 16 aprilie 1970, la acea dată pe banda de montaj aflîndu-se alte nouă aparate destinate echipării reprezentativelor de acrobație aeriană din R.F.G. și Elveția. De concepție total nouă, aparatul prezintă eleroane și voleți cu sistem de interconexiune, și profundor de tip basculant. Pentru aripă a fost ales un profil simetric, cu grosimea relativă de 18%. Avionul prezintă reale calități de zbor acrobatic. Instalația de forță este asigurată de un motor Franklin 6A-350 Cl de 220 CP (165 kW).



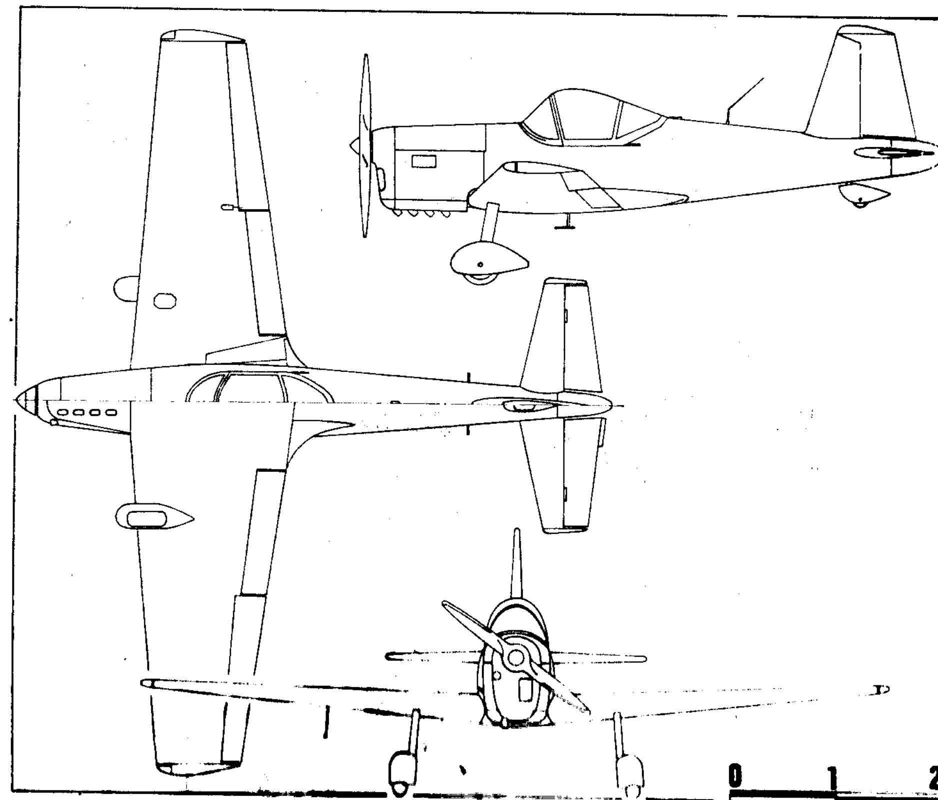
KZ-VIII

DANEMARCA

Prezent la ediția din anul 1968 a CMAA avionul KZ-VIII a fost pilotat de acrobați din Elveția și Anglia. Special construit pentru acrobație de performanță, avea aripa cu profil subțire cu eleroane și flapsuri interconectabile, fiind unul dintre primele aparate pe care s-a experimentat acest sistem, preluat apoi de alți constructori. Instalația de forță era asigurată de un motor DH Gipsy Major 10 de 145 CP (109 kW), care antrena o elice din lemn cu pas fix. Ușor și elegant, din materiale tradiționale, aparatul este un ultim reprezentant al avionului de acrobație „clasic". Apariția în competiții a noilor generații de avioane de acrobație a determinat renunțarea la construirea în serie a aparatului KZ-VIII.

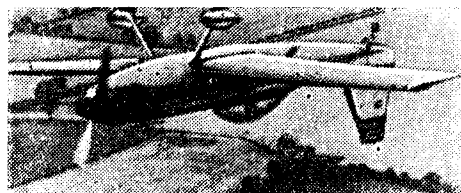


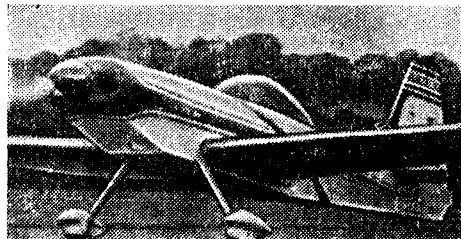
Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală cu pas fix. Anvergură: 7,2 m; lungime: 5,75 m; suprafață portantă: 8,65 m²; masă gol: 407 kg; masă maximă: 540 kg; viteză maximă: 275 km/h; viteză de croazieră: 250 km/h; viteză minimă: 75 km/h; viteză ascensională: 8 m/s.
Încărcare alară: 62 kg/m²; **masă raportată**: 3,9 kg/CP (5,27 kg/kW).



SPINKS AKROMASTER

S.U.A.

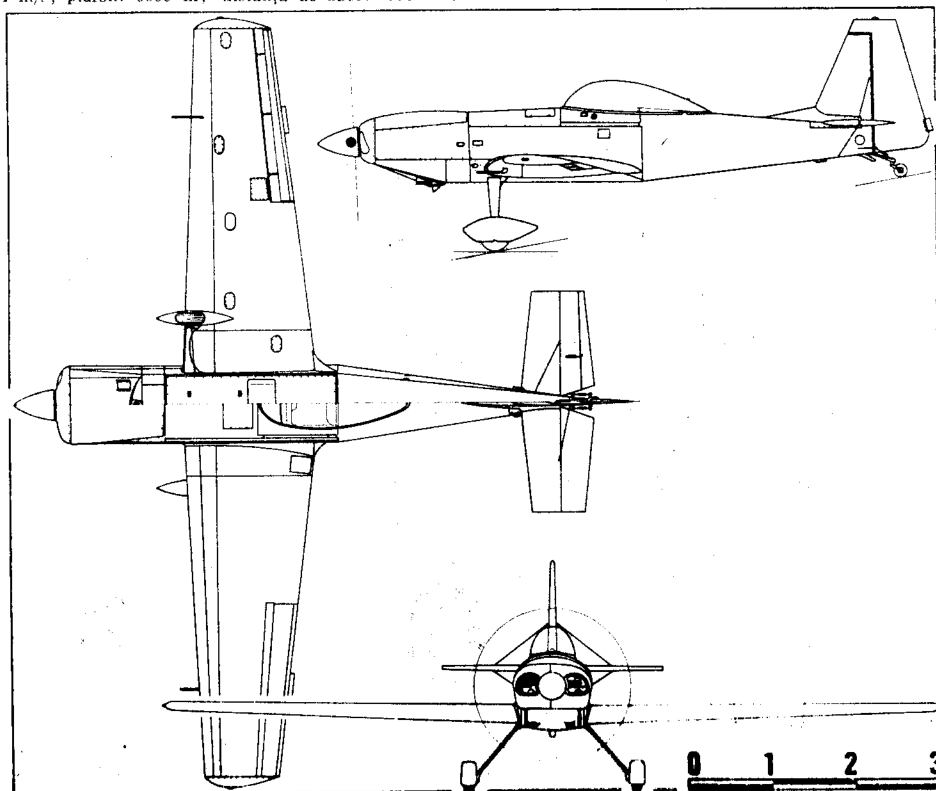




Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală tip 74 Hartzell. Anvergură: 9,15 m; lungime: 7,92 m; înălțime: 1,98 m; suprafață portantă: 11,51 m²; masă gol: 589 kg; masă maximă: 714 kg; viteză maximă: 310 km/h; viteză minimă: 98 km/h; viteză ascensională: 11 m/s; plafon: 5500 m; distanță de zbor: 890 km.

Spinks Akromaster, realizat de M. H. Spinks, a fost prezentat la ediția a VI-a a CMAA de la Hullavington — Anglia, pilotat de Charlie Hillard, participant și la edițiile anterioare din 1966 și 1968. Alături de Pitts Special, de Havilland Chipmunk și Bücker Tungmeister, Akromaster a fost introdus în echipa S.U.A. ca acrobat specilizat. Akromaster era echipat cu un motor Lycoming AIO-360-A1A de 200 CP (150 kW). Aripa prezenta un profil subțire de tip NACA 23013 la încastrare și NACA 21315 la capul planului; profundorul extrem de subțire, NACA 66009.

Încărcare alară: 62 kg/m²; **masă raportată:** 3,5 kg/CP (4,76 kg/kW).
Factor de sarcină: +9/−9.



KRAFT SUPER FLI

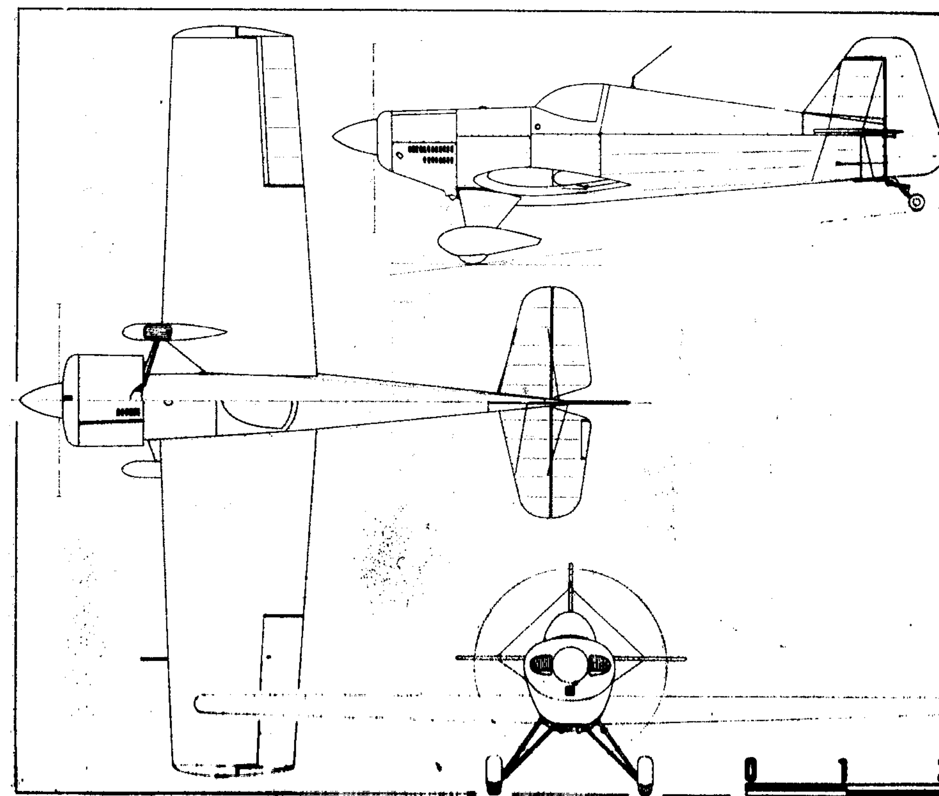
S.U.A.

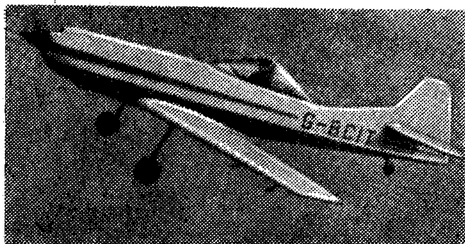
Avionul de acrobație Super Fli a fost proiectat și construit de Phil Kraft, fost campion de aeromodele radiocomandate. Aparatul a efectuat unele zboruri în anul 1974 și a fost prezentat la multe ediții ale concursurilor americane de la Oshkosh, unde a fost apreciat pozitiv de numeroși piloți acrobați americani. Aparatul poate fi construit și de amatori, planurile acestuia fiind certificate de EAA (Experimental Aircrafts Association) și de FAR pentru construcțiile de amatori. Aparatul prezintă o aripă cu profil gros, NACA 63018 la încastrare și NACA 63015 la vîrful planului, aceasta fiind prevăzută doar cu eleroane. Instalația de forță este asigurată de un motor Avco-Lycoming IO-360-A1D de 200 CP (150 kW).



Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripă jos. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală Hartzell. Anvergură: 7,47 m; lungime: 6,10 m; înălțime: 1,75 m; suprafață portantă: 9,61 /m²; masă gol: 445 kg; masă maximă: 635 kg; viteză maximă: 322 kmh; viteză de croazieră: 265 km/h; viteză minimă: 65 km/h; viteză ascensională: 15,2 m/s; plafon: 3660 m; distanță de zbor: 483 km.

Încărcare alară: 66 kg/m²; **masă raportată:** 3,17 kg/CP (4,2 kg/kW).
Factor de sarcină: +9/−9.



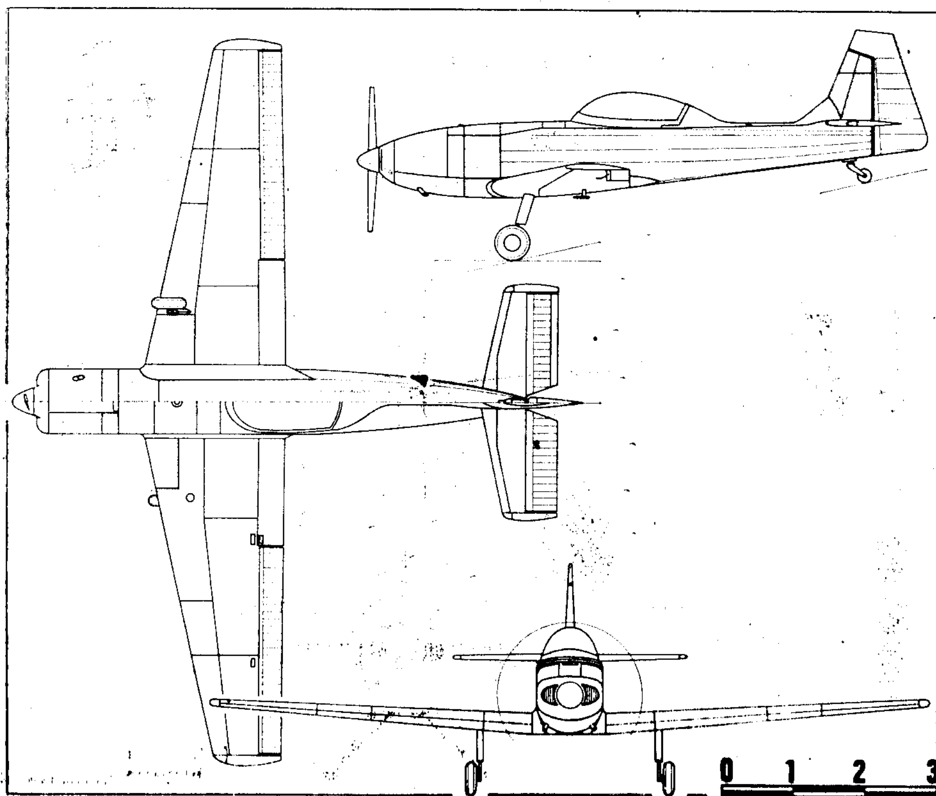


Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice tripală Hartzell HC-C2YF de 1,9 m diametru. Anvergură: 10 m; lungime: 8,05 m; înălţime: 2,7 m; suprafaţă portantă: 15 m²; masă gol: 770 kg (850 kg); masă maximă: 920 kg (1000 kg); viteză maximă: 245 km/h (275 km/h); viteză minimă: 84 km/h (90 km/h); viteză ascensională: 7,3 m/s (12m/s); plafon: 5000 m; distanţă de zbor: 200 km.

Încărcare alară: 61 kg/m² (66 kg/m²); **masă raportată:** 4,6 kg/CP (3,57 kg/CP); 6,13 kg/kW (4,78 kg/kW);
Factor de sarcină: +9/−6 (+7/−4).

CRANFIELD A1
ANGLIA

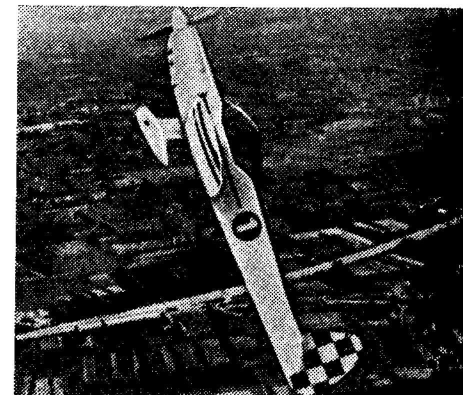
Cranfield A1, avion ideal de acrobaţie, este de fapt rezultatul proiectului de diplomă al studenţilor G. Potter şi R. Ward de la Cranfield College of Aeronautics din Anglia. În probleme de pilotaj a fost consultat Neil Wililams, pilot acrobat pe Zlin. Motorul indicat a fost un RR Continental I0 360D de 200 CP (150 kW). Primele zboruri au fost efectuate, în anul 1969, aparatul nereuşind să se ridice peste nivelul tehnic al celorlalte avioane de acrobaţie. Prezentat la ediţia a VIII-a a CMAA de la Kiev, aparatul se dovedeşte submotorizat şi în anul 1977 se echipează cu un nou motor, Lycoming I0540D de 280 CP (209 kW). În cele două variante, MkI şi MkII, aparatele au fost încercate în zbor de Neil Williams şi Alan Curtis, în competiţii aparatele nereuşind să ajungă pe locurile fruntaşe.



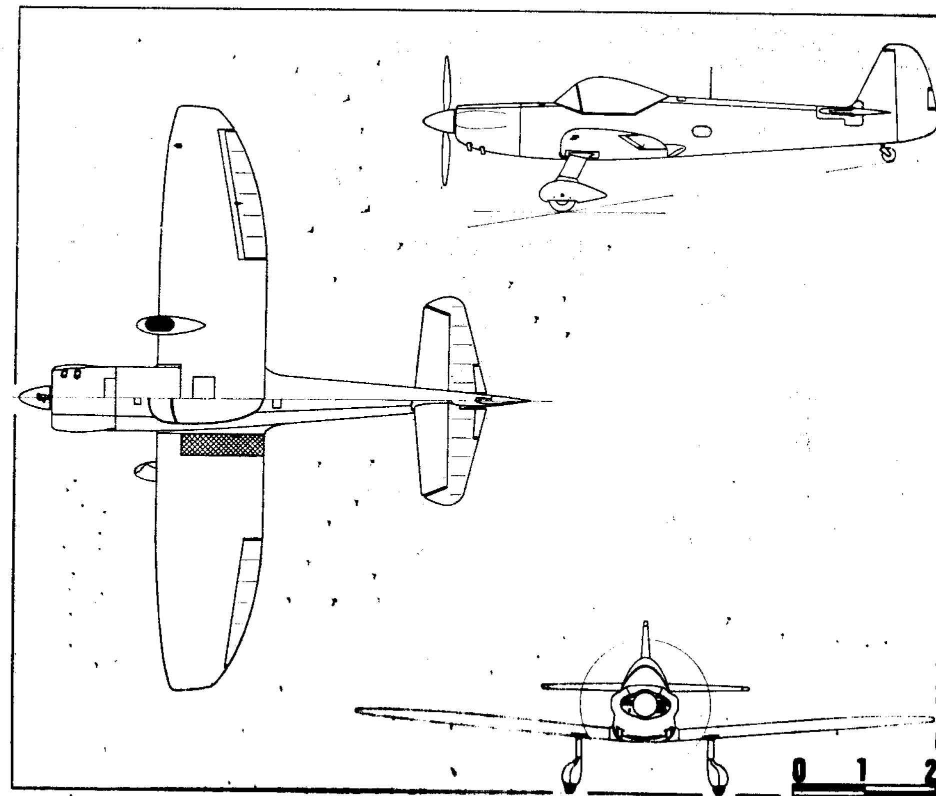
MUDRY CAP-20
FRANŢA

Primul zbor al prototipului CAP-20 a fost efectuat la 29 iulie 1969, de atunci aparatul participînd la toate ediţiile CMAA în diverse variante, suferind modificări de structură aerodinamică şi remotorizări. CAP-20 este echipat cu un motor Lycoming AI0-360 de 200 CP (150 kW), iar CAP-20L cu motor AI0 360 de 180 CP (134 kW). În producţia standard se revine la motorul de 200 CP (150 kW), avioanele CAP-20 LS-200 fiind produse în serie restrînsă.

Încărcare alară: 70 kg/m² (57,6 kg/m²); **masă raportată:** 3,8 kg/CP (3,33 kg/CP); 5,06 kg/kW (4,47 kg/kW).
Factor de sarcină: +8/−6.

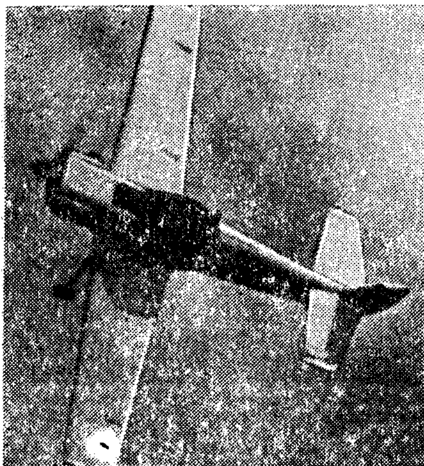


Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală Hartzel HC-C2YK-1B de 1,83 m diametru. Anvergură: 8,04 m (7,43 m); lungime: 7,21 m (7,05 m) înălţime: 2,55 m (2,55 m); suprafaţă portantă: 10,85 m² (10,4 m²); masă gol: 614 kg (460 kg); masă maximă: 760 kg (600 kg); viteză maximă: 300 km/h (283 km/h); viteză de croazieră: 270 km/h (265 km/h); viteză minimă: 95 km/h (85 km/h); viteză ascensională: 10 m/s (13 m/s); plafon: 8000 m.



MUDRY CAP-21

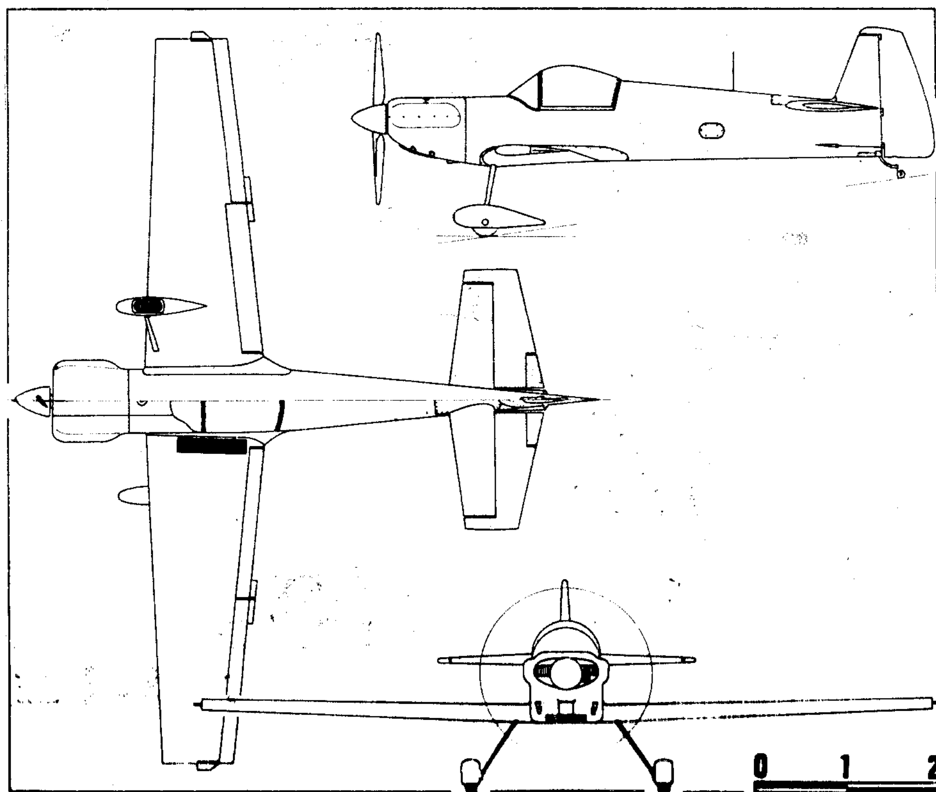
FRANȚA



Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală de tip Hartzell (bipală cu pas fix de tip Hoffman). Anvergură: 8,08 m (7,47 m); lungime: 6,45 m (6,46 m); înălțime: 1,52 m (1.52); suprafață portantă: 9,2 m² (9,2 m²); masă gol: 490 kg (420 kg); masă maximă: 600 kg (540 kg); viteză maximă ; 320 km/h (350 km/h); viteză minimă: 85 km/h (90 km/h); viteza ascensională: 14 m/s (13 m/s).

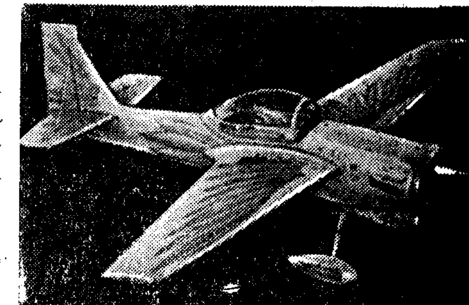
Fuzelajul și instalația de forță de la avionul CAP-20L au stat la baza a două noi avioane de acrobație: ASA-200 și CAP-21, menite să facă față în competițiile internaționale la noile cerințe ale programelor de acrobație. La aparatul ASA-200 constructorii au optat pentru o aripă trapezoidală cu profil NACA 23015-23012. Pentru avionul CAP-21 este ales un profil special V16F, aceasta fiind prevăzută cu eleroane interconectabile cu voleții pe tot bordul de fugă. La ASA-200 aripa este prevăzută doar cu eleroane. Ambele aparate participă la edițiile CMAA din anii 1980, 1982 și 1984. La ultima ediție a CMAA, Louis Pena se clasează pe locul 11 în clasamentul general, pilotind un avion CAP-21.

Încărcare alară: 65,21 kg/m² (58,12 kg/m²); **masă raportată:** 3 kg/CP (4,7 kg/CP); 4 kg/kW (3,6 kg/kW).
Factor de sarcină: +8/−6 (+9/−7).



STEPHENS AKRO

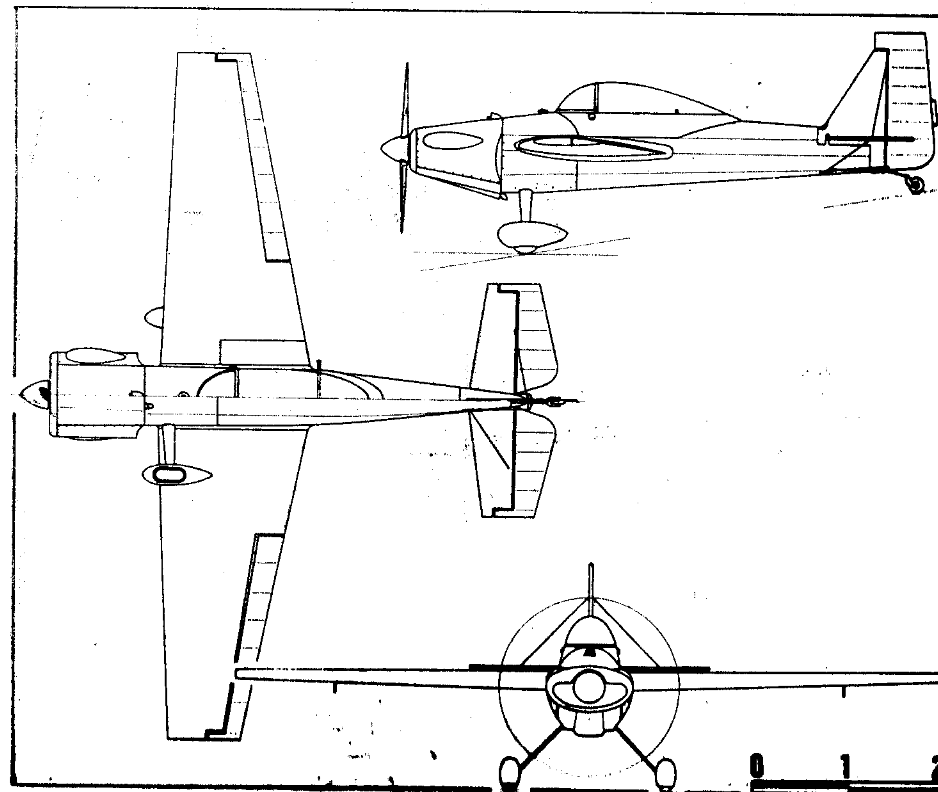
S.U.A.

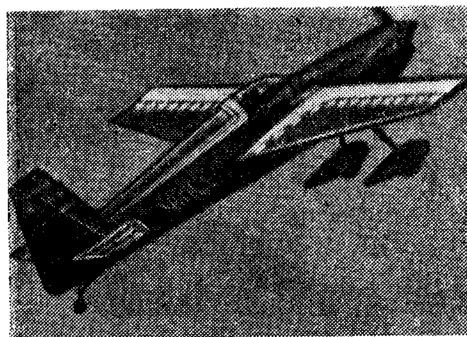


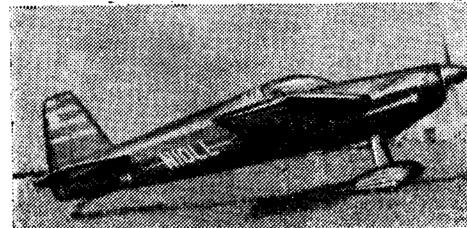
C. L. Stephens a proiectat și construit în anul 1967 aparatul ce avea să transmită o nouă direcție în soluția avionului de acrobație specializat, Stephens Akro, care a stat la baza unei largi generații de avioane cu aripă mediană: Laser 200, Super Star, Diabolo, Extra 230, Pace Spirit, realizate în mai multe variante-prototip, la care au fost adoptate diverse profiluri pentru aripi și diverse motoare, în general puternice. Utilizînd tehnologii moderne, Stephens folosește pentru aripă un profil subțire NACA 23012; direcția și profundorul prezintă profiluri foarte subțiri, hobanate, pentru a se asigura rezistența la solicitări în timpul evoluțiilor. Instalația de forță este asigurată de un motor Lycoming AIO 360 A1A de 180 CP (134 kW).

Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa mediană. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală de 1,9 m diametru. Anvergură: 7,47 m (7,4 m); lungime: 5,83 m (5,4 m); înălțime: 1,75 m (1,9 m); suprafață portantă: 8,7 m² (9 m²); masă gol: 376 kg (430 kg); masă maximă: 500 kg (620 kg); viteză maximă: 270 km/h; viteză minimă: 90 km/h; viteză ascensională: 15 m/s; plafon: 6000 m; distanță de zbor: 560 km.

Încărcare alară: 57,5 kg/m² (68,88 kg/m²); **masă raportată:** 2,8 kg/CP (3,1 kg/CP); 3,7 kg/kW (4,1 kg/kW).
Factor de sarcină: +12/−11 (+7/−6).





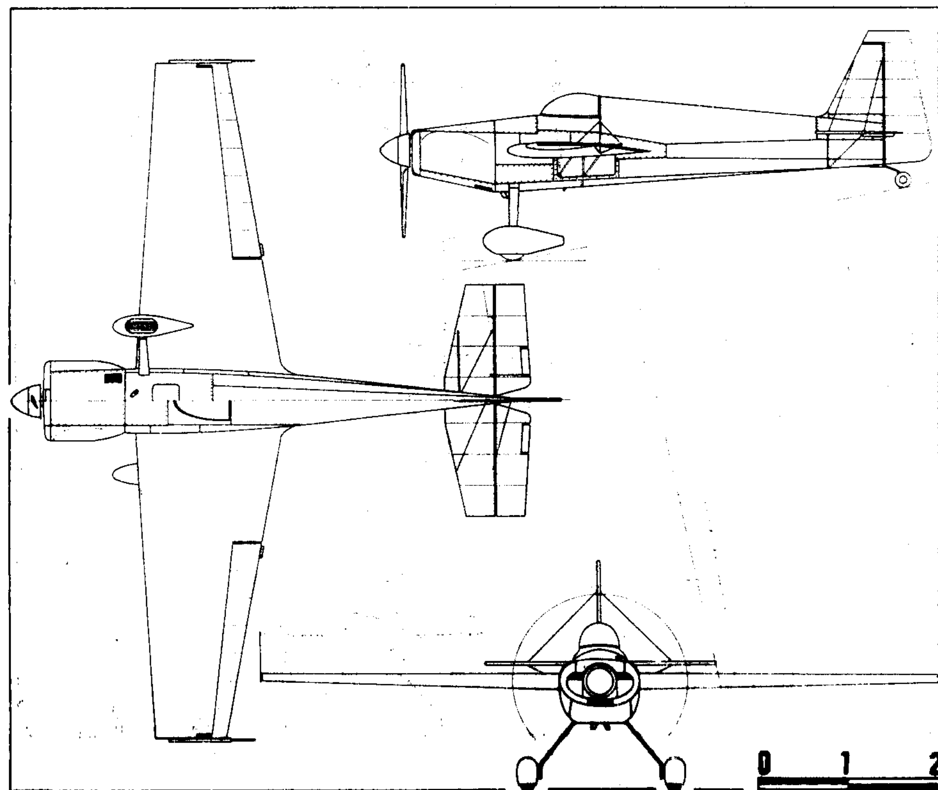


STEPHENS-LOUDENSLAGER LASER 200
S.U.A.

Laser 200 este rezultatul modificării avionului construit de C. Stephens, la cererea lui Leonard (Leo) Loudenslager, pilot acrobat din S.U.A. Loudenslager este cel care în 1976, la CMAA de la Kiev, a demonstrat necesitatea de suprafețe vitrate suplimentare, care să asigure o mai bună evaluare a poziției în zbor de către piloți în timpul evoluțiilor. Laser 200 era prevăzut cu ferestre laterale la nivelul podelei și o fereastră pe intradosul fuzelajului. Tot pentru orientare în zbor, acesta introduce pătratul cu diagonale de la capul planului în locul liniilor trasate pe plexiglasul lateral al cabinei. Instalația de forță este asigurată de un motor Lycoming IO 360 A1A de 200 CP (150 kW).

Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripă mediană. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală de tip Sensenich 7660 EM8 de 1,93m diemeiru. Anvergură 7,47m; lungime: 6,10m; înălțime; 1,93m; suprață portantă: 8,7 m²; masă gol: 384 kg; masă maximă: 499 kg; viteză maximă: 322 km/h; viteză de croazieră: 274 km/h; viteză minimă: 105 km/h; viteză ascensională: 14 m/s.

Încărcare alară: 57,35 kg/m²; **masă raportată:** 2,49 kg/CP (3,32 kg/kW).
Factor de sarcină: +10/−10.



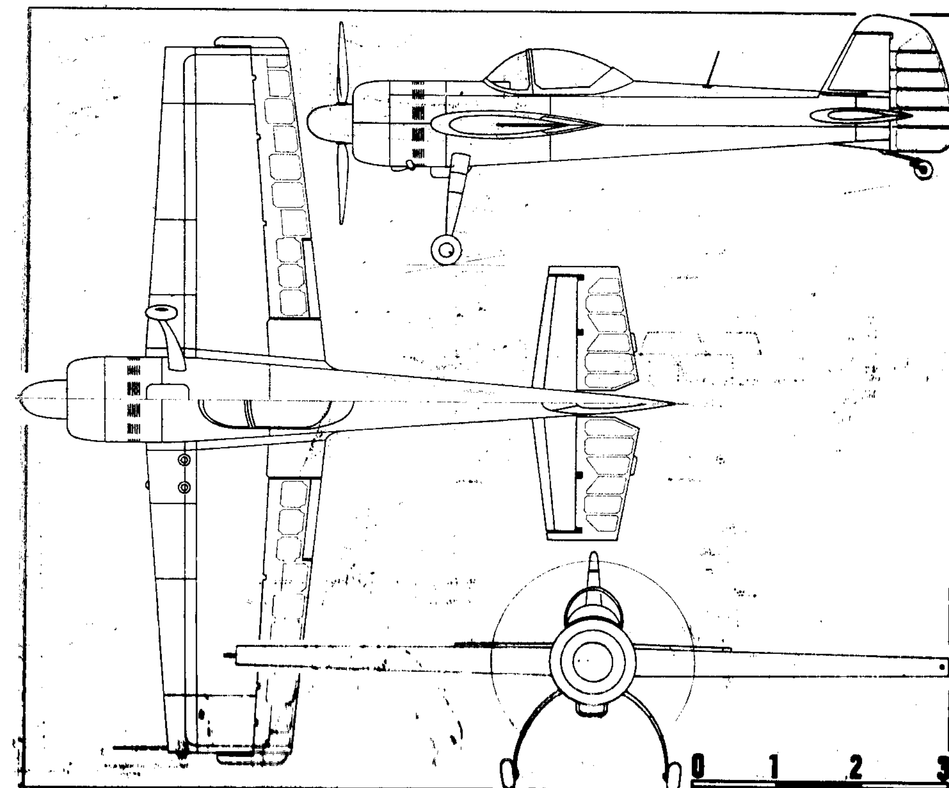
IAKOVLEV Iak-55
U.R.S.S.



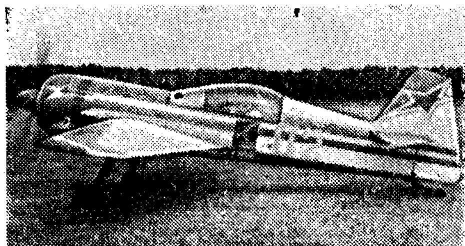
Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa mediană. Tren de aterizare fix, de tip biciclu pe arc de titan. Anvergură: 8,2 m; lungime: 7,48 m; înălțime: 2,3 m; suprafață portantă: 14,3 m²; masă gol: 640 kg; masă maximă: 840 kg; viteză maximă: 320 km/h; viteză de croazieră: 260 km/h; viteză minimă: 120 km/h; viteză ascensională: 16 m/s; plafon: 5000 m; distanță de zbor: 550 km.

Încărcare alară: 58,7 kg/m²; **masă raportată:** 2,3 kg/CP (3,16 kg/kW)
Factor de sarcină: +9/−9.

Avionul de acrobație Iak-55 a efectuat primele zboruri în anul 1981 și a fost prezentat oficial la a XI-a ediție a CMAA de la Spitzerberg-Austria, 1982, unde aparatul a fost pilotat de pilotul de încercare Mihail Molcsanjuk. La ediția a XII-a a CMAA Uniunea Sovietică aliniază echipele pe avioane Iak-55, la această ediție aparatele Iak-50 lipsind. Piloții se clasează pe locuri fruntașe: Halide Makagonova locul I în clasamentul general feminin, Viktor Smolin pe locul V și N. Nikitiuk pe locul VII în clasamentul general masculin. Aparatul, cu totul deosebit de celelalte avioane Iak, prezintă o structură cu elemente din titan, învelișuri metalice, o aripă cu profil gros NACA 23018 pe toată anvergura. Pentru profundor și ampenajul vertical constructorii au optat tot pentru profile groase (15%), suprafețele comenzilor fiind generos dimensionate și corespunzător compensate static și aerodinamic. Instalația de forță este asigurată de un motor M 14R de 360 CP (264 kW), cu elice bipală la prototip și tripală la avioanele din preserie.



SUHOI Su-26
U.R.S.S.

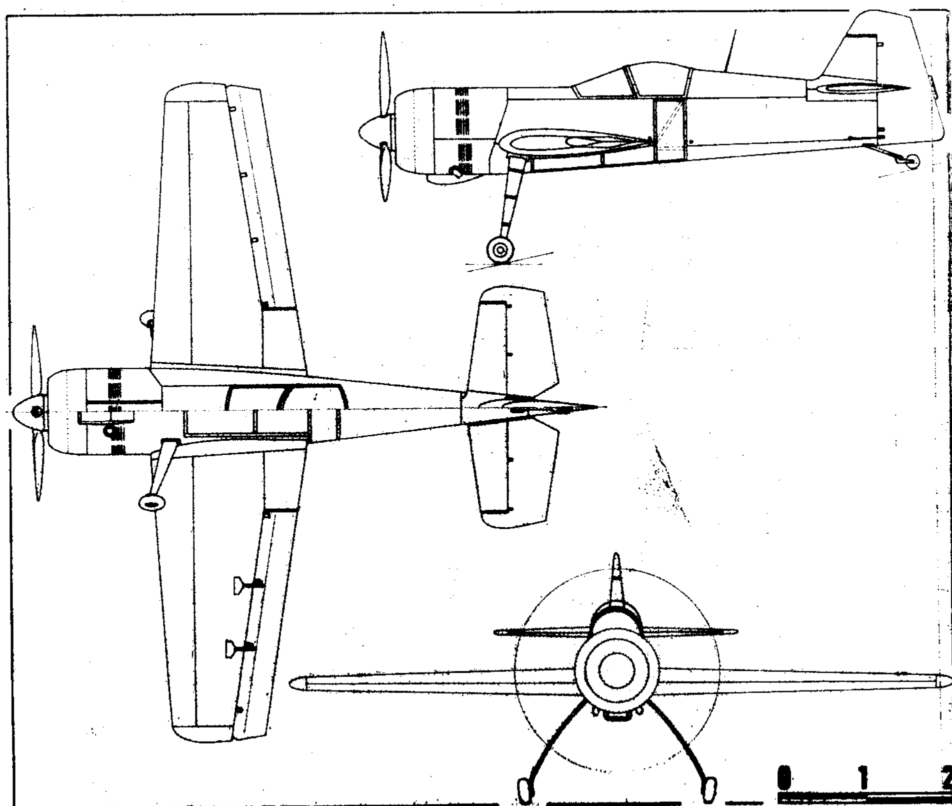


Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa mediană. Trenul de aterizare fix, de tip biciclu pe arc din titan. Anvergură: 7,8 m; lungime: 6,82 m; înălțime: 2,2 m; suprafață portantă: 10,82 m^2; masă gol: 7[illegible]0 kg; masă maximă: 860 kg; viteză maximă: 355 km/h; viteză de croazieră: 260 km/h; viteză minimă: 115 km/h; viteză ascensională: 16,8 m/s; plafon: 5000 m; distanță de zbor: 500 km.

Încărcare alară: 79 kg/m^2; **masă raportată:** 2,38 kg/CP (3,2 kg/kW).

Factor de sarcină: +11/−9.

Alături de Iak-55, la a XII-a ediție a CMAA de la Békéscsaba-Ungaria, 1984, echipa Uniunii Sovietice prezintă noul avion Su-26. Pe noul aparat au evoluat Juirgis Kairis, Alexandr Spigovsky și R. Paksas. J. Kairis se plasează pe locul 24 în clasamentul general, aparatul lăsînd însă o impresie deosebită cu promisiunea unei prezentări deosebite la viitoarele ediții ale CMAA. Caracteristic aparatului este cabina cu o vizibilitate excelentă, dispunînd de importante suprafețe vitrate laterale și sub podea. Aripa mediană, plasată mai jos față de axa aparatului, prezintă un profil gros de 18 % la încastrare și 12 % la capul planului. Ca și Iak-55, Su-26 este echipat cu un Motor M 14R de 360 CP (268 kW), acesta antrenînd o elice tripală cu pas automat tip Hoffmann, de 2,4 m diametru.



12.7. Avioanele de școală și de antrenament acrobatic

În afara luptei din ce în ce mai strînse pentru cîștigarea titlului suprem de campion mondial, nu trebuie minimalizat aspectul competițional general, frumusețea zborului, indiferent de tipul de avion pe care se execută, în lume existînd mii de acrobați și avioane care execută programe acrobatice, zborul fiind elementul ce adună pe cîmpul de zbor numeroși spectatori și pe cer cutezători zburători, numeroase fiind reprezentațiile care nu pun zburătorii în concurs, ci îi adună în grandioase spectacole aeriene, individuale sau de grup (fig. 12.49).

Avionul de școală și de antrenament modern este monoplan, biplanele folosite în prezent fiind din vechile generații de avioane. Monoplanul care a modificat concepția avionului de școală și antrenament a fost Bücker-ul Bü-181 Bestmann (fig. 12.49, *a*), care a stat și la baza avioanelor Zlin 122.

Avionul Zlin 122 a intrat repede în producție de mare serie și a devenit avionul de bază pentru formarea piloților în numeroase țări europene, printre care și România.

În țara noastră s-au construit avioanele de școală IAR-811 (în anul 1949) și IAR-813 (în anul 1950) (fig. 12.49, *c*, *d*), asemănătoare ca formulă constructivă cu Zlin 122. Aparatele, pilotate de Constantin Manolache, Simion Oțoiu și Constantin Onciu, au înregistrat multe recorduri internaționale de viteză în perioada 4—25 iulie 1958, cu prilejul unor turnee aviatice pe traiectele București-Kiev-Moscova-Kiev-București. Cei trei zburători au dovedit și realele calități de acrobație ale avionului de școală IAR-813, aceștia prezentîndu-se cu atractive numere la diverse mitinguri aviatice. (v. fig. 12.49, *d*). În cadrul programelor de școală, aparatul se dovedește deosebit de maniabil și precis în evoluții, permițînd și manevre în apropierea solului (v. fig. 12.49, *c*).

Tot atît de importante ca și aparatele de înaltă performanță, avioanele de antrenament și școală pentru acrobație se perfecționează permanent. În acest domeniu Iak-ul și Zlin-ul (fig. 16.2) dețin supremația, constructorii celor două firme dezvoltînd de mai multe decenii acest gen de aparate.

După terminarea celui de al doilea război mondial se proiectează și se construiește un nou aparat de școală, Iak-18, care se dovedește un bun avion de acrobație, participarea acestuia la diverse mitinguri evidențiind o dată în plus aceste calități (v. fig. 12.49, *b*, fig. 12.50, *a*). Aparatul a stat la baza prestigioasei generații de avioane Iak-18, pînă la supremul titlu de campion mondial obținut de Martemianov pe Iak-18PM. În prezent, aparatele IAK-52 de școală dispun de calitățile de zbor ale avionului de performanță Iak-50.

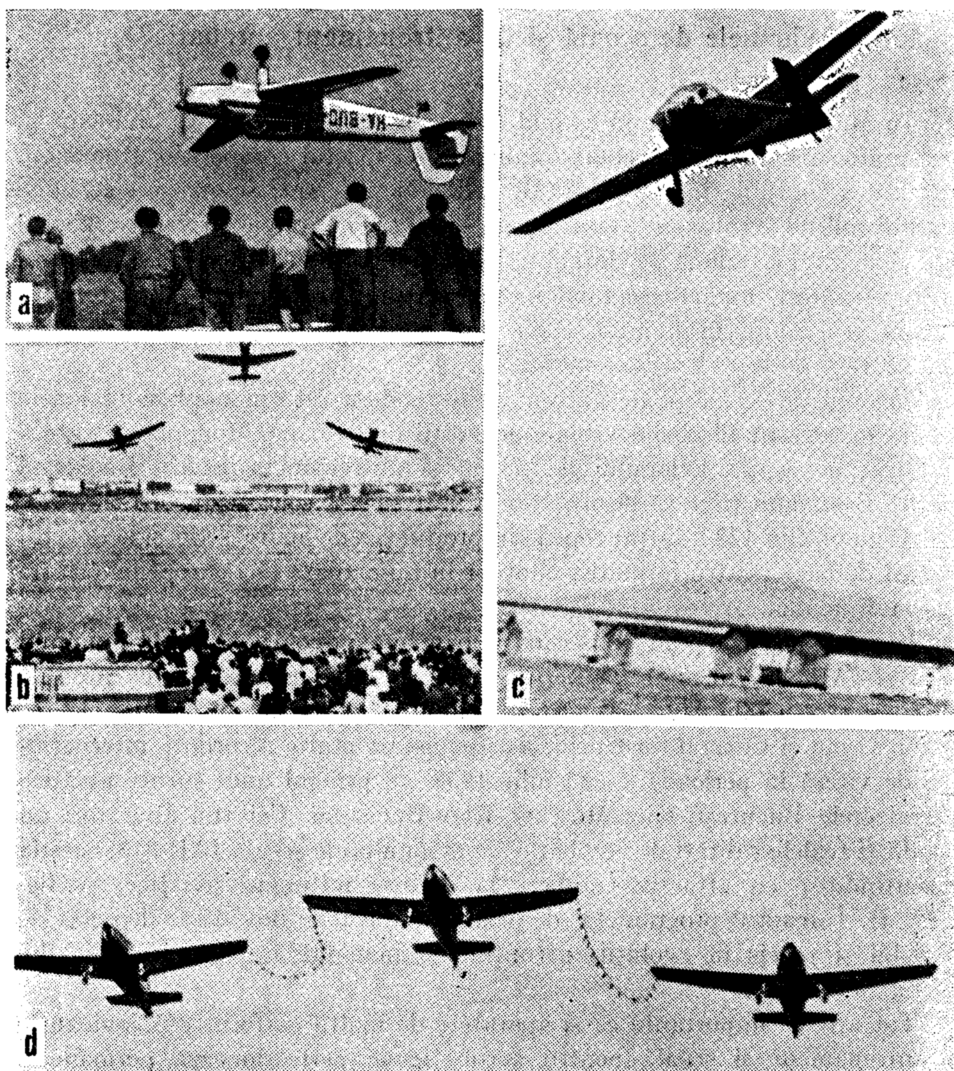


Fig. 12.49. Avioane de școală executînd acrobație individuală și în grup:

a — Bücker Bü — 181 Bestmann executînd zbor pe spate la joasă înălțime; *b* — trei avioane Iak-18 executînd un program acrobatic cu dispersarea formației; *c* — avion de școală IAR-813 executînd viraj la joasă înălțime; *d* — trei avioane IAR-813 executînd zbor în formație cu fanioane legate între aripi.

De asemenea uzinele „Moravan" din Cehoslovacia au dezvoltat generații peste generații de Zlin-uri, de la Zlin-26 la Zlin-726, aparatele păstrînd o linie conceptuală tradițională: (motor în linie, două locuri în tandem, aripa jos, trapezoidală) și stînd la baza numeroaselor variante speciale de acrobație. Și în variantele de școală, avioanele păstrează nivelul performanțelor, de la figurile acrobatice de bază, la pretențioase programe de grup (fig. 12.50, *b*).

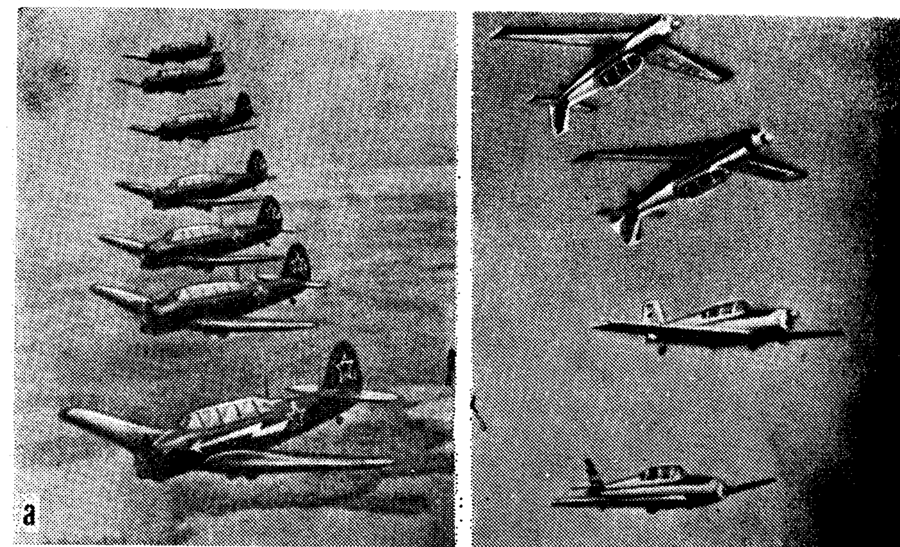


Fig. 12.50. Formații de acrobație cu avioane de școală:

a — formație sovietică echipată cu aparate Iak-18; *b* — formație cehoslovacă, echipată cu Zlin-uri, demonstrînd un dificil zbor în oglindă dublă.

Avionul de școală este necesar în formarea viitorilor piloți acrobați. În tandem sau cote-à-cote, (fig. 12.51) cu avionul de școală biloc se poate executa gama figurilor acrobatice, elevii piloți deprinzîndu-se cu tehnica pilotajului acrobatic, învățînd executarea corectă a figurilor (fig. 12.52) și descoperind care sînt greșelile posibile (fig. 12.51 și 12.52).



Fig. 12.51. Avioane de școală demonstrînd stabilitate și maniabilitate:

a — avion de școală biloc în tandem; *b* — avion de școală biloc cote-à-cote.

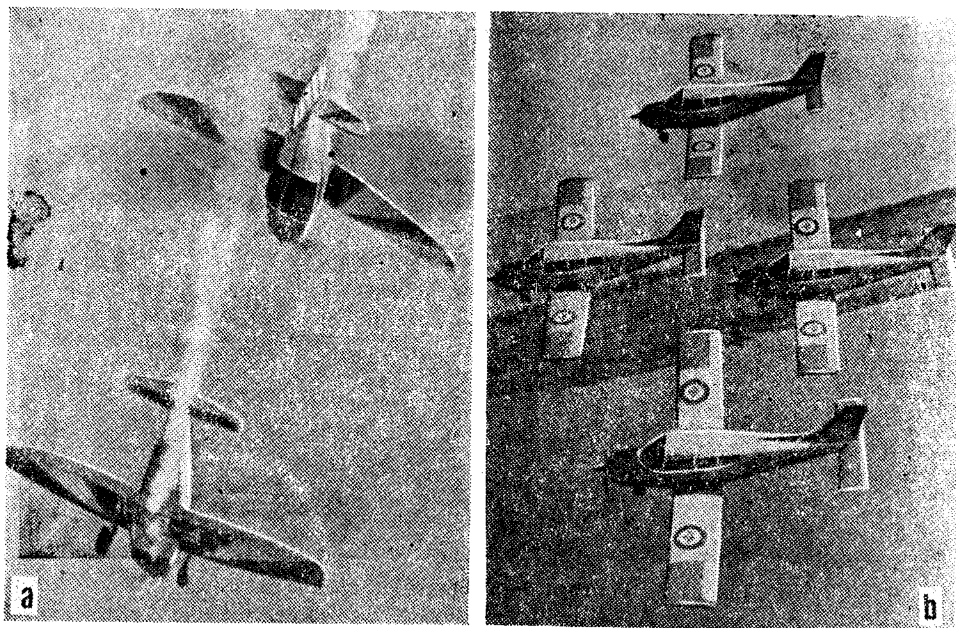


Fig. 12.52. Avioane de turism demonstrînd reale calități acrobatice: *a* — CAP-10; *b* — Beechcraft „Musketeer".

În anii '70, '80 a apărut o nouă generație de avioane de școală și acrobație, realizate de tot mai multe firme constructoare de avioane de turism: CAP-10 (fig. 12.52, *a*), Beechcraft „Musketeer" (fig. 12.52, *b*), IAR-823 (fig. 12.53, *a*), Fuji FA-200 (fig. 12.53, *b*), Zlin 42, Zlin 142, Cessna 150 „Acrobat", Beech B.33, Robin R.2160 „Alpha Sport", AS-202 „Bravo".

În ultimii ani s-a făcut simțită utilizarea tehnologiilor moderne la o serie de avioane de școală și antrenament, acestea permițînd o serie de performanțe deosebite privind rezistența structurilor la greutăți mici ale acestora, cu urmări pozitive privind economicitatea în exploatare, atît în ce privește

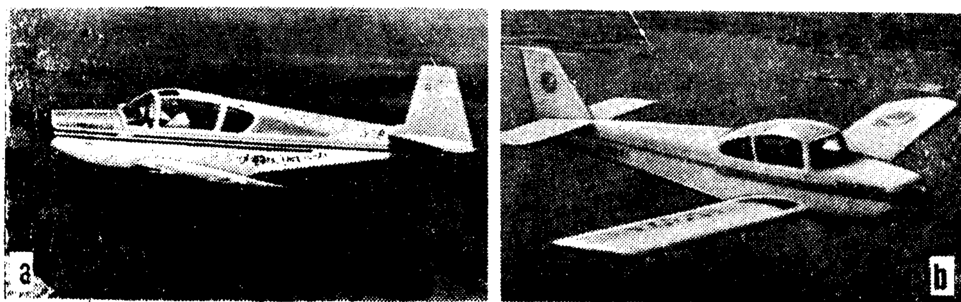


Fig. 12.53. Avioane de turism, școală și acrobație: *a* — IAR-823; *b* — Fuji FA-200.

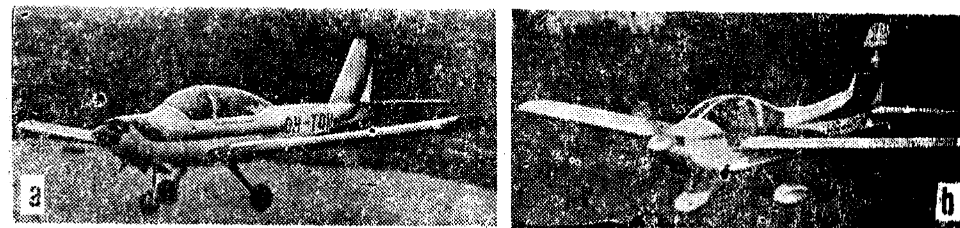


Fig. 12.54. Avioane moderne de școală și acrobație: *a* — Valmet/Pik-23 Towmaster; *b* — Datwyler MD-3.

consumul de carburanți, cît și întreținerea la sol. Astfel, sînt Valmet/Pik-23 Towmaster (fig. 12.54, *a*), Trago Mills SAH-11, Datwyler MD-3 (fig. 12.54, *b*), Zlin 142. Dintre noile aparate, Valmet L-70 „Vinka" și Zlin 142 au depășit faza de testare, fiind trecute în producție de serie și utilizate în școlile de pilotaj.

O dată formați, piloții acrobați pot urma drumul anevoios al performanței în acrobație, împingînd la extremis rafinamentul în tehnica pilotajului, sau drumul aplicativ al pilotului de vînătoare, continuîndu-și antrenamentele pe aparate mai puternice, pregătindu-și astfel trecerea pe avioanele de vînătoare cu reacție. S-au remarcat două categorii de avioane pentru trecerea pe avioanele de vînătoare cu reacție: avioanele cu motoare turboreactoare de mică tracțiune, și avioanele clasice, cu motoare cu piston de putere mijlocie (400—600 CP). Din această ultimă categorie s-au remarcat aparatele Iak-11 (fig. 12.55, *a*) și North American T-6 „Texan". Avionul Iak-11 s-a aflat și în dotarea școlilor de pilotaj din România. Ca și avionul de școală, și această categorie de avioane dispunea de posibilități acrobatice. Noile caracteristici ale avioanelor au impus modificarea specificului figurilor acrobatice, viteza și greutatea avionului influențînd asupra dimensiunilor evoluțiilor și a sarcinilor suportate de pilot și avion. Pentru antrenamente, acum, în condițiile economiei de carburanți, avioanele cu motoare clasice sînt mai economice decît avioanele cu motoare reactive și turbopropulsoare.

Noile tipuri de avioane turbopropulsoare, Beech T-34, Pilatus-PC-7, Pilatus PC-9 (fig. 12.55, *b*) NDN-1 Firecracker, Embraer 312 Tucano, NDN Turbocracker, IAR-825 Triumf (fig. 12.55, *c*), IAR-831 Pelican, Aerospatiale Epsilon (fig. 12.56, *a*) demonstrează noile lor calități, printre care și cele de acrobație aeriană, maniabilitate (fig. 12.56, *b* și *c*).

Avionul de antrenament, mai economic și mai ușor de întreținut, dispunînd de rezerve proprii în rezolvarea unor situații de zbor, ajută nemijlocit la prefecționarea piloților în tehnica pilotajului, instructorul putînd urmări evoluțiile elevilor piloți și, la nevoie, putînd interveni spre a corecta eventualele greșeli, aceasta pînă la însușirea definitivă a elementelor măiestriei zborului. Noile aparate de antrenament pot realiza impresionante programe de acrobație în dublă comandă și apoi în simplă comandă, acestea repetate pînă la trecerea pe avioanele de performanță.

Programele acrobatice ale avioanelor de școală și antrenament Fuji FA-200 (fig. 12.57) și Zlin-142 (fig. 12.58) prezentate la diverse mitinguri și demonstrații tehnice sînt edificatoare în acest sens.

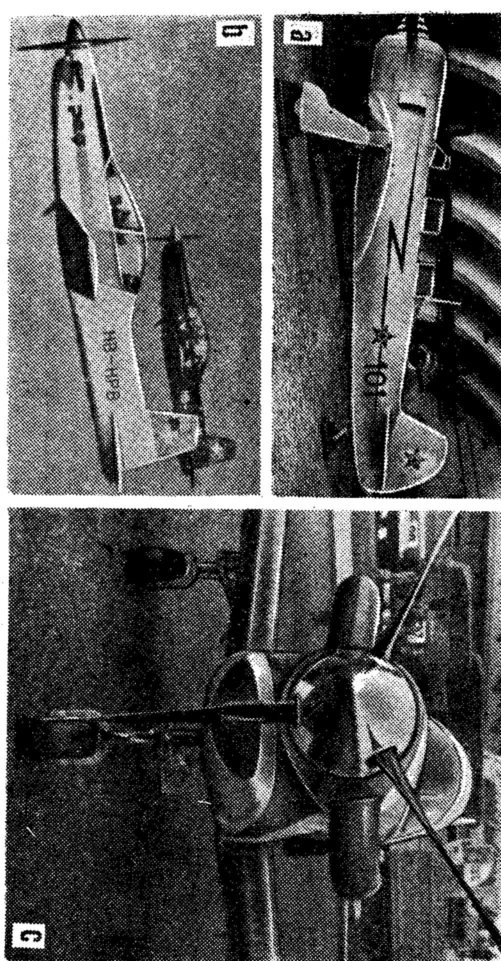


Fig. 12.55. Avioane de antrenament şi acrobaţie de putere mijlocie:
a – Iak-11; *b* – Pilatus PC-9; *c* – IAR-825.

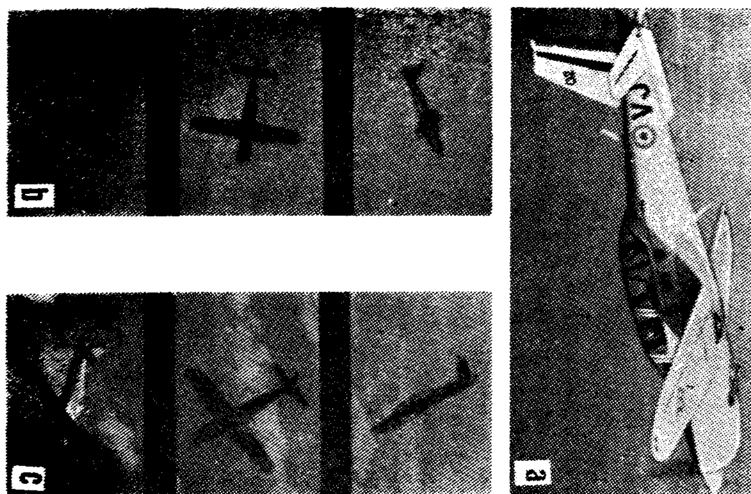


Fig. 12.56. Avionul de şcoală şi antrenament Aerospatiale Epsilon demonstrînd manevrabilitate:
a – zbor pe spate prelungit; *b* – intrarea în vrie; *c* – ieşirea din vrie.

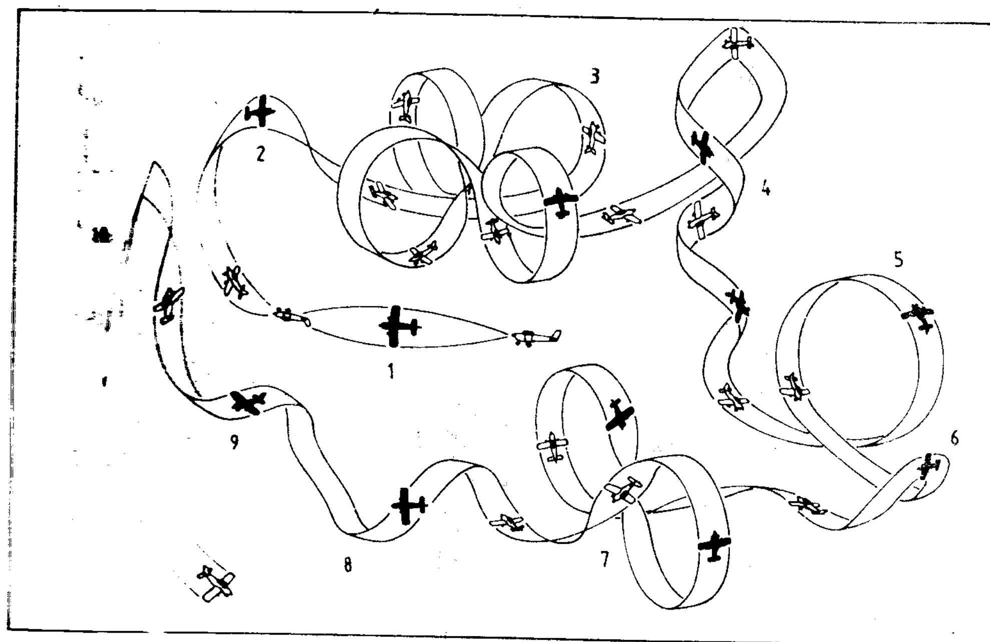


Fig. 12.57. Programul de acrobaţie al avionului de turism Fuji FA-200:
1 – tonou axial; *2* – imelman; *3* – patru lupinguri în floare la 90°; *4* – vrie; *5* – luping; *6* – ranversare; *7* – opt orizontal (opt cuban); *8* – tonou în spirală; *9* – tonou vertical; *10* – răsturnare cu picaj la verticală.

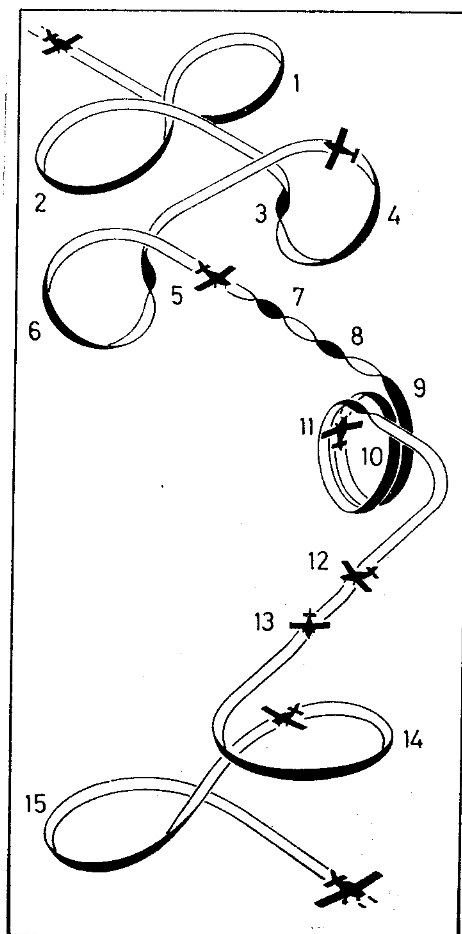


Fig. 12.58. Programul de acrobaţie al avionului de şcoală Zlin 42 (Zlin 142):
1 – viraj pe stînga; *2* – viraj pe dreapta; *3* – vrie; *4* – viraj de luptă; *5* – vrie; *6* – viraj de luptă; *7–8* – tonouri; *9* – picaj la verticală, din zbor pe spate, cu intrare în luping; *10* – luping; *11* – imelman *12–13* – glisade; *14* – *15* – viraje în coborîre.

IAKOVLEV Iak-18
U.R.S.S.

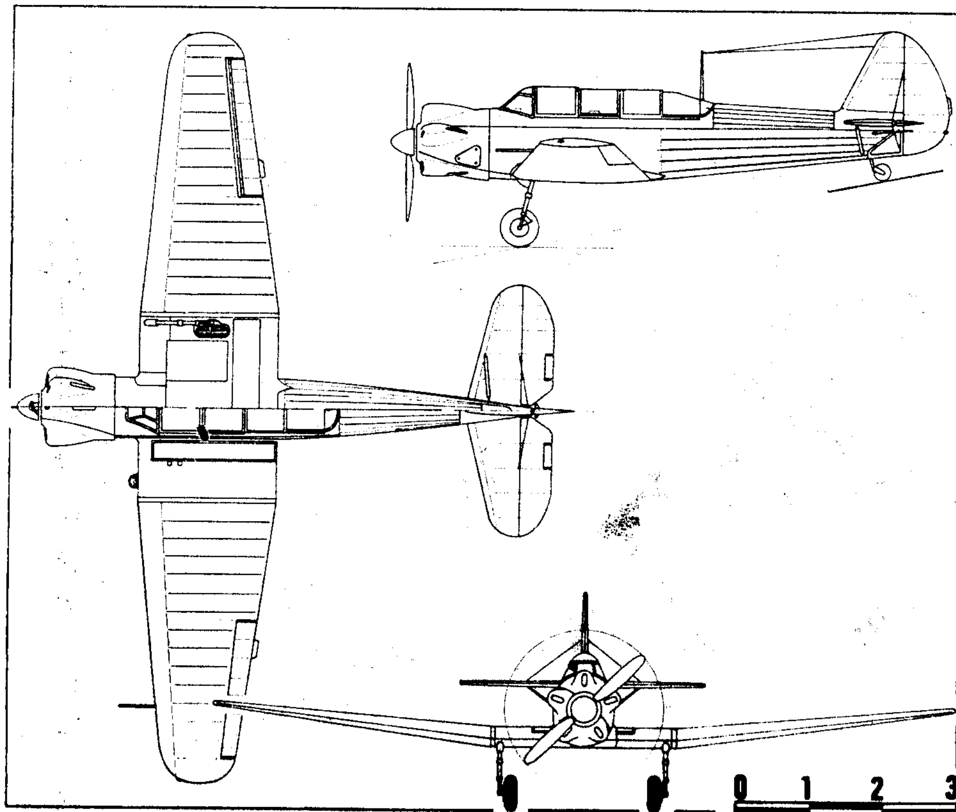


Avion biloc în tandem, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare escamotabil, de tip biciclu. Elice bipală. Anvergură: 10,60 m; lungime: 8,07 m; suprafață portantă: 17 m²; masă gol: 747 kg; masă maximă: 1060 kg; viteză maximă: 257 km/h; viteză de croazieră: 215 km/h; viteză minimă: 85 km/h; viteză ascensională: 3,5 m/s; plafon: 4000 m; distanță de zbor: 1010 km.

Încărcare alară: 62,35 kg/m²; **masă raportată**: 6,62 kg/CP 8,9 kg/kW).

Avionul Iak-18 a fost proiectat și construit în primele luni ale anului 1946, iar la începutul lunii mai a aceluiași an acesta efectua primele zboruri. Demonstrînd reale calități de zbor, aparatul este produs în peste 7000 exemplare, acestea intrînd în dotarea școlilor de pilotaj din toate țările socialiste, printre care și România. La noi în țară, evoluțiile piloților acrobați Ștefan Calotă și Octavian Băcanu, pe Iak-18, erau așteptate cu deosebit interes la numeroasele mitinguri aviatice organizate în anii '50, '60.

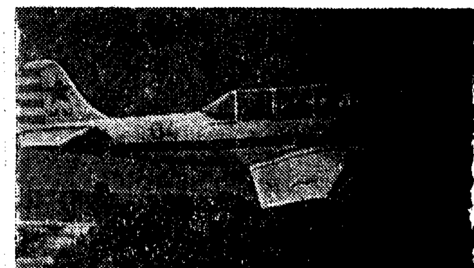
Instalația de forță a avionului este asigurată de un motor M-11RF-1 de 160 CP (119 kW).



IAKOVLEV Iak-52
U.R.S.S. / ROMÂNIA

Avionul Iak-18 a stat la baza unei importante serii de avioane echipate cu motoare tot mai puternice și cu structura adaptată la cerințele noi ale avionului de școală. Au fost realizate aparatele Iak-18U, Iak18A cu motoare de 260 CP (193 kW), în paralel cu producția de avioane monoloc de performanță Iak-18P, Iak-18PM, Iak-18PS cu motoare de 300 CP (223 kW). Ultimul aparat de școală realizat este Iak-52, care îmbină elementele aparatelor Iak-18A și Iak-50. Construit în mare serie în U.R.S.S. și în România la Intreprinderea de Avioane Bacău, aparatul se bucură de un interes deosebit la o serie de tîrguri internaționale și saloane aeronautice de prestigiu. La Paris și la Farnborought pilotul de încercare de la Intreprinderea de Avioane Bacău, Cezar Rusu, a prezentat aparatul în evoluții care au dovedit atît calitățile avionului, cît și măiestria sa în tehnica pilotajului.

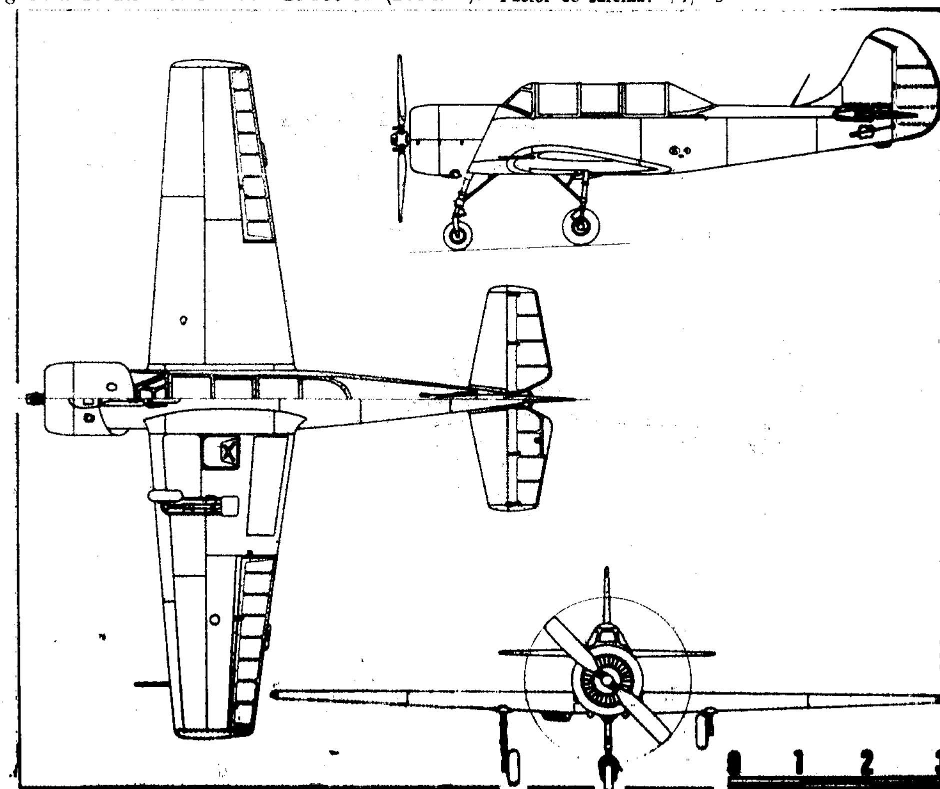
Instalația de forță a avionului este asigurată de un motor M14R de 360 CP (268 kW).



Avion biloc în tandem, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare escamotabil, de tip triciclu. Elice bipală V-530 TA-D35 cu pas variabil automat și reductor. Anvergură: 9,5 m; lungime: 7,67 m; înălțime: 2,95 m; suprafață portantă: 15 m²; masă gol: 1000 kg; masă maximă: 1290 kg; viteză maximă: 285 km/h; viteză maximă admisă: 360 km/h; viteza de croazieră: 230 kmh; viteză minimă: 90 km/h; viteză ascensională: 7,5 m/s; plafon: 4000 m; distanță de zbor: 580 km

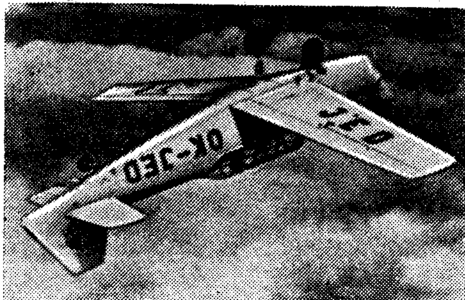
Încărcare alară: 86 kg/m²; **masă raportată**: 3,88 kg/CP (4,8 kg/kW).

Factor de sarcină: +7/−5



MORAVAN ZLIN 126

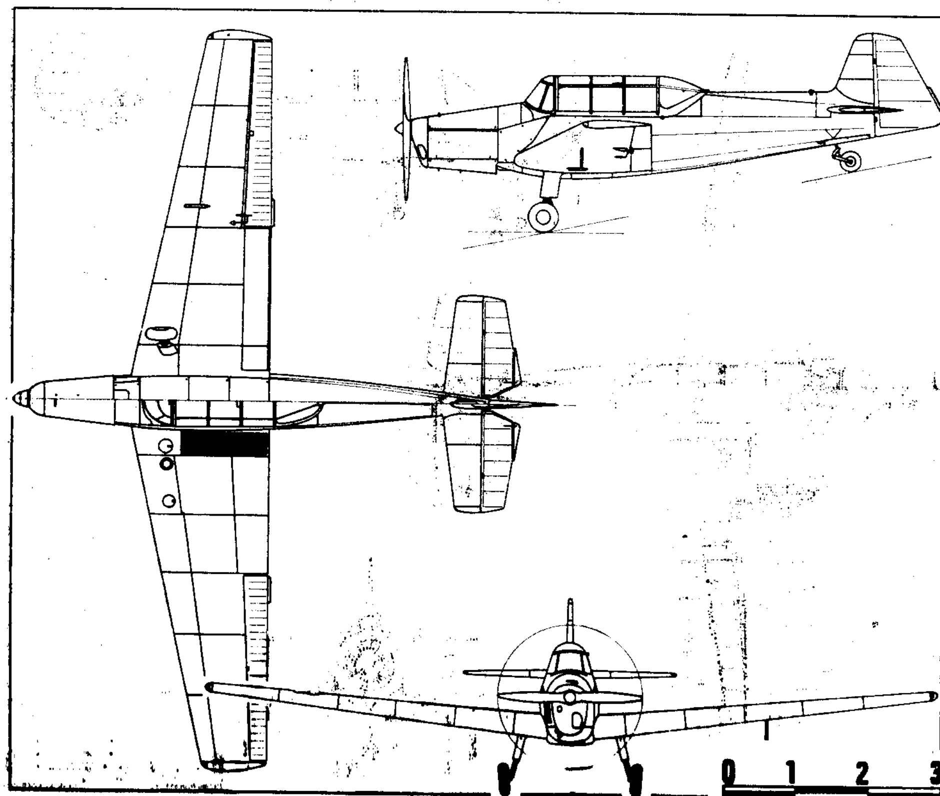
R.S.C.



Avion biloc în tandem, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare fix, de tip biciclu. Elice bipală cu pas fix de 2 m diametru. Anvergură: 10,28 m; lungime: 7,42 m; înălțime: 2,06 m; suprafață portantă: 14,90 m^2; masă gol: 505 kg; masă maximă: 760 kg; viteză maximă: 205 km/h; viteză maximă admisă: 320 km/h; viteză de croazieră: 180 km/h; viteză minimă: 70 km/h; viteză ascensională: 3,4 m/s; plafon: 4800 m; distanță de zbor: 600 km.

Încărcare alară: 51 kg/m^2; **masă raportată:** 7,23 kg/CP 9,8 kg/kW).

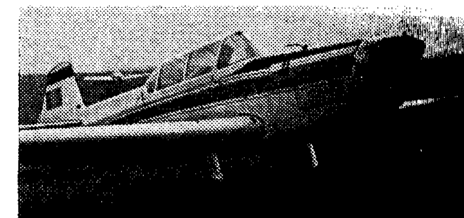
Capul de serie al generației de avioane Zlin, realizate în formula monomotor, biloc în tandem, pentru școală și antrenament, Zlin 26 Trenér, a fost realiat în anul 1947, acesta dezvoltîndu-se pe parcursul a peste 30 ani. Din seriile de avioane de antrenament derivate din acesta se pot aminti: Zlin 126 Trenér 2 (1953), cu motor Walter Minor de 105 CP (77 kW), Zlin 226T Trenér 6 (1956) cu motor de 160 CP (118 kW), Zlin 326 Trenér Master (1957), Zlin 526 (1965), Zlin 526F (1969), cu motor de 180 CP (132 kW), Zlin 726 Universal (1973). Aparatele de tip Zlin au stat la baza aviației sportive și a dotării loturilor de acrobați din toate țările socialiste (cu excepția U.R.S.S.), numeroase fiind și solicitările din Anglia, Italia, Franța, S.U.A., R.F.G ș.a.



MORAVAN ZLIN 726 UNIVERSAL

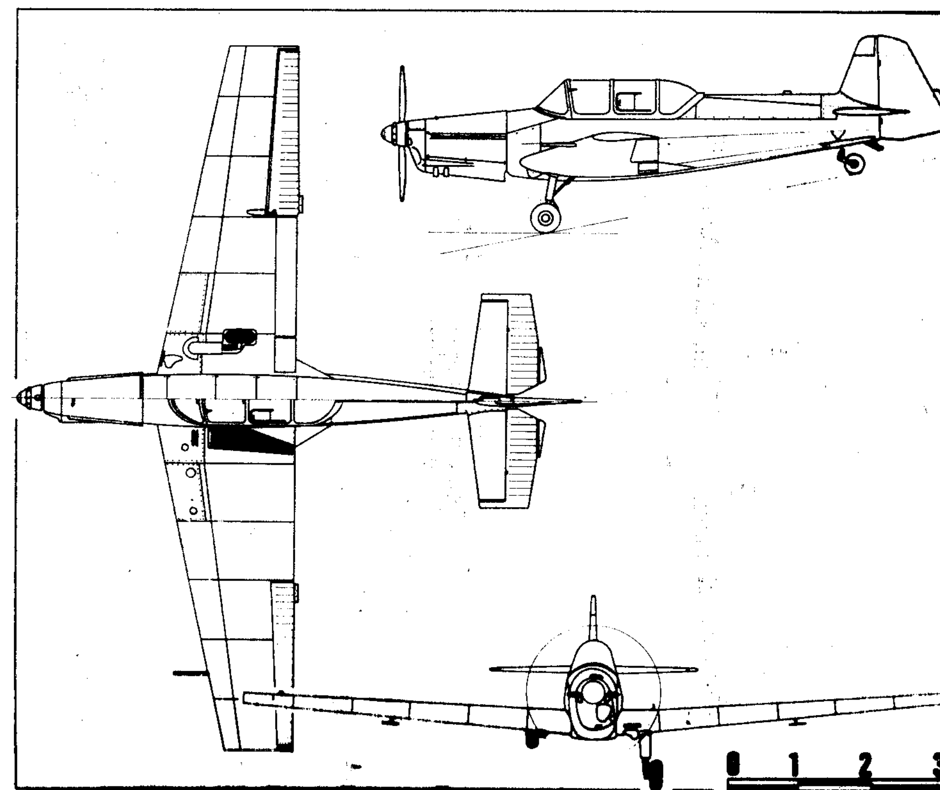
R.S.C.

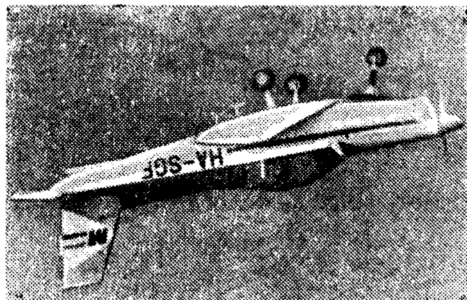
Primul zbor al prototipului Zlin 726 Universal a fost efectuat în anul 1973, aparatul păstrînd caracteristicile avioanelor Zlin: monomotor, biloc în tandem ... Noutatea deosebită a aparatului constă în noua repartiție a maselor și în studiul centrajelor admsibile, care permite zborul în simplă comandă pe scaunul din față în cazul antrenamentului elementar, ca și de pe scaunul din spate în cazul antrenamentului de acrobație de performanță, avionul putînd fi folosit în aceeași măsură pentru formare și performanță. Instalația de forță este asigurată de un motor M-137 AZ de 180 CP (132 kW) și M-337AK de 210 CP (156 kW) în varianta Zlin 726 K.



Avion biloc în tandem, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare escamotabil, de tip biciclu. Elice V-503A de 2 m dia metru, cu pas automat. Anvergură: 9,87 m; lungime: 7,97 m; înălțime: 2,06 m; suprafață portantă: 14,89 m^2; masă gol: 690 kg; masă maximă: 940 kg (tip acrobat); masă maximă 1000 kg (tip normal); viteză maximă: 242 km/h (272 km/h); viteză de croazieră: 221 km/h; viteză minimă: 90 km/h; viteză ascensională: 5 m/s (7 m/s); plafon: 4500 m; distanță de zbor: 790 km/h.

Încărcare alară: 63,2 kg/m^2; **masă raportată: 5,2 kg/CP** (7,09 kg/kW).
Factor de sarcină: +6/−3.



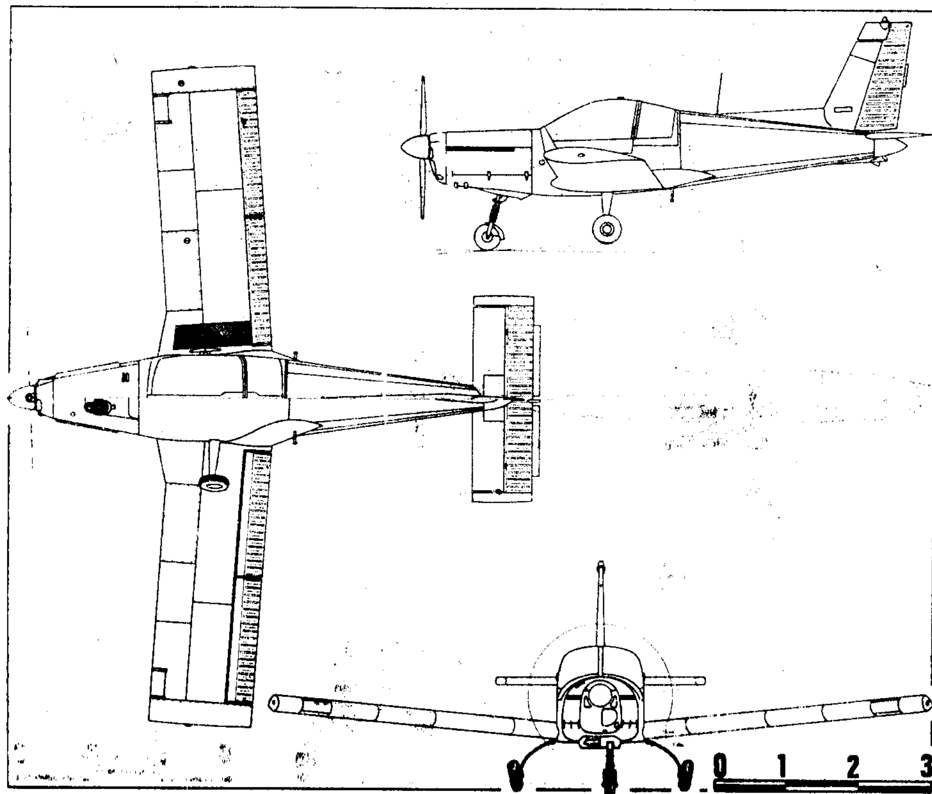


Avion biloc „cote-à-cote"; monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare fix, de tip triciclu. Elice bipală V-500A de 2 m diametru cu pas variabil hidraulic și regulator automat de turație. Anvergură: 9,11 m (9,16 m); lungime: 7,05 m (7,33 m); înălțime: 2,69 m (2,75 m); suprafață portantă: 13,15 m²; masă gol: 630 kg (730 kg); masă maximă: 970 kg (1090 kg); viteză maximă: 226 km/h (231 km/h); viteză de croazieră: 200 km/h (197 km/h); viteză ascensională: 4,5 m/s (5,5 m/s); plafon: 4500 m (5000 m); distanță de zbor: 530 km (650 km).
Încărcare alară: 73,7 kg/m² (82,88 kg/m²); **masă raportată**: 5,8 kg/CP (5,19 kg/CP); 7,34 kg/kW (7,03 kg/kW).
Factor de sarcină: +6/−3,5.

MORAVAN ZLIN 142

R.S.C.

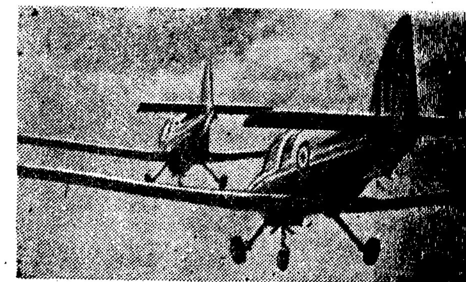
Începînd din anul 1967, la uzinele Moravan din Otrokovice este construit și dezvoltat un nou tip de avion de școală și antrenament, deosebit de tradiționala formulă tandem. Aparatul, Zlin 42, prezintă o cabină amenajată pentru două locuri „cote-à-cote" și este fabricat într-o concepție tehnologică nouă, care să permită o rapidă producție de serie și o ușoară întreținere în exploatare. Echipat cu un motor M-137A de 180 CP (132 kW), aparatul prezintă o aripă dreptunghiulară cu ușoară săgeată negativă. Produs în variantă remotorizată cu motor M-337AK de 210 CP (155 kW), cu cabină modificată, aparatul Zlin 142 se bucură de un deosebit interes din partea a numeroși beneficiari externi, fiind în exploatarea a numeroase școli de pilotaj din Republica Democrată Germană, Polonia, Ungaria, Cehoslovacia și Cuba. Ambele aparate pot fi utilizate ait ca avioane de școală, cît și ca avioane de turism și acrobație, structura fiind corespunzător ranforsată.

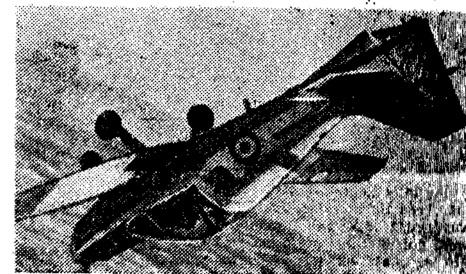


SCOTTISH AVIATION SA-3-120 BULLDOG

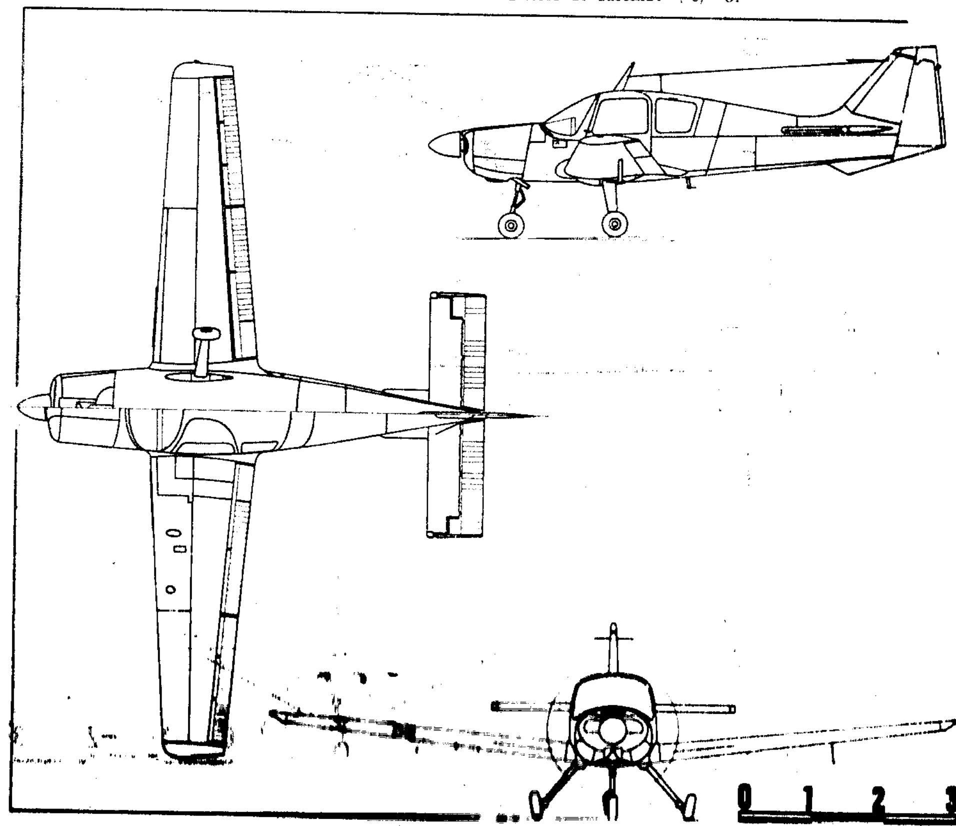
ANGLIA

Primul zbor al prototipului Beagle Bulldog a fost efectuat la 19 mai 1969. Un al doilea prototip produs la Scottish Aviation zboară la 14 februarie 1971, iar aparatele de serie intră în exploatare în anul 1971, avionul fiind destinat turismului aerian, școlilor de pilotaj civile și militare și antrenamentului pentru piloții militari. La baza avioanelor Bulldog stă aparatul Beagle PUP-100, construit în anul 1967, acesta fiind destinat școlilor de pilotaj civile și turismului. La Scottish Aviation aparatul este produs în variantele SA-3-120 și SA-3-130, echipate cu motoare Lycoming IO-360 A1B6 și AEIO-360 de 200 CP (149 kW). Cabina este amenajată pentru două-trei locuri și aparatul este capabil de acrobație în dublă comandă.



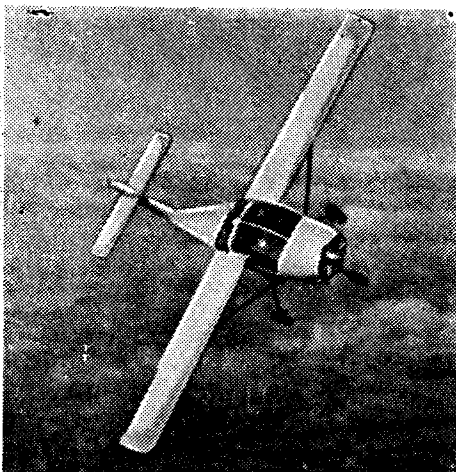


Avion cu 2+1 locuri, monomotor, monoplan, cu aripa jos. Tren de aterizare fix, de tip triciclu. Elice bipală Hartzell HC-C2YK de turație constantă. Anvergură: 10,60 m; lungime: 7,09 m; înălțime: 2,28 m; suprafață portantă: 12,02 m²; masă gol: 649 kg; masă maximă: 1066 kg; viteză maximă admisă: 389 km/h; viteză maximă: 241 km/h; viteză de croazieră: 194 km/h; viteză minimă: 98 km/h; viteză ascensională: 5,2 m/s; plafon: 4875 m; distanță de zbor: 1000 km; autonomie: 5 ore.
Încărcare alară: 88,6 kg/m²; **masă raportată**: 5,33 kg/CP (7,15 kg/kW).
Factor de sarcină: +6/−3.



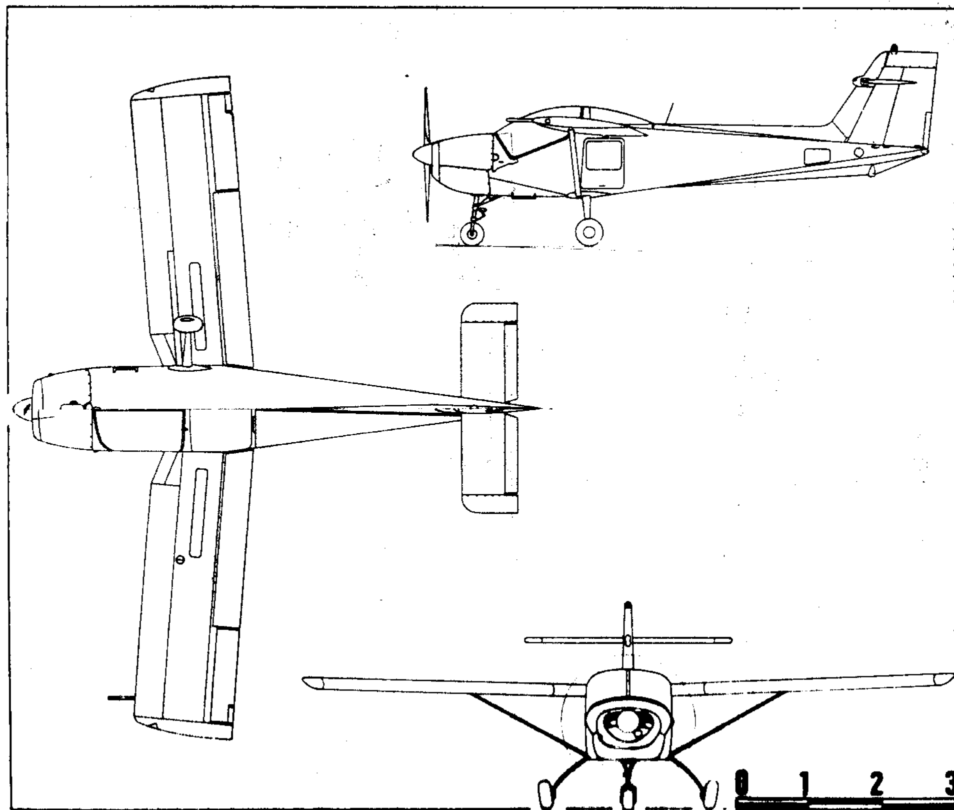
SAAB MFI-17

SUEDIA



Avion biloc „cote-à-cote“, monomotor, monoplan cu aripa sus. Tren de aterizare fix de, tip triciclu. Elice Hartzell. Anvergură: 8,85 m; lungime: 7,00 m; înălţime: 2,6 m; masă gol: 600 kg; masă maximă: 1050 kg; masă maximă-(tip acrobat): 825 kg; viteză maximă: 248 kgm/h; viteză de croazieră: 220 km/h; viteză minimă: 99 kmîh; viteză ascensională: 5,4 m/s; plafon: 5190 m; autonomie: 5 ore. **Masă raportată:** 4,12 kg/CP (5,5 kg/kW). **Factor de sarcină:** +6/−3.

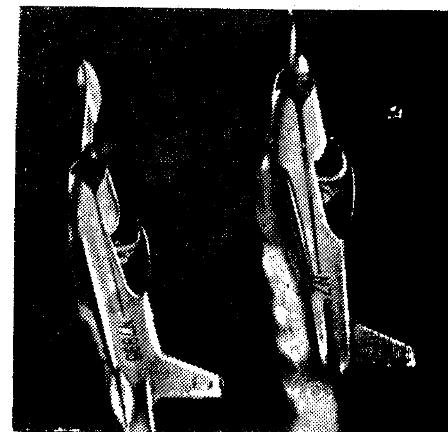
Produs de firma Malmö Flug-Industri, o divizie a SAAB, MFI-17 are la bază avionul MFI-9. Produs în 70 exemplare, MFI-9 serveşte drept model pentru proiectul MFI-15, dezvoltat în anul 1968. Primul zbor al noului prototip este executat la 11 iulie 1969, aparatul intrînd în producţie de serie în acelaşi an. Remotorizat cu Lycoming I0-360 de 200 (CP (149 kW), MFI-15 cu structura ranforsată devine MFI-17. Total acrobatic, noul aparat este destinat şcolilor de pilotaj civile şi militare.



SIAI MARCHETTI SF-260 FALCO

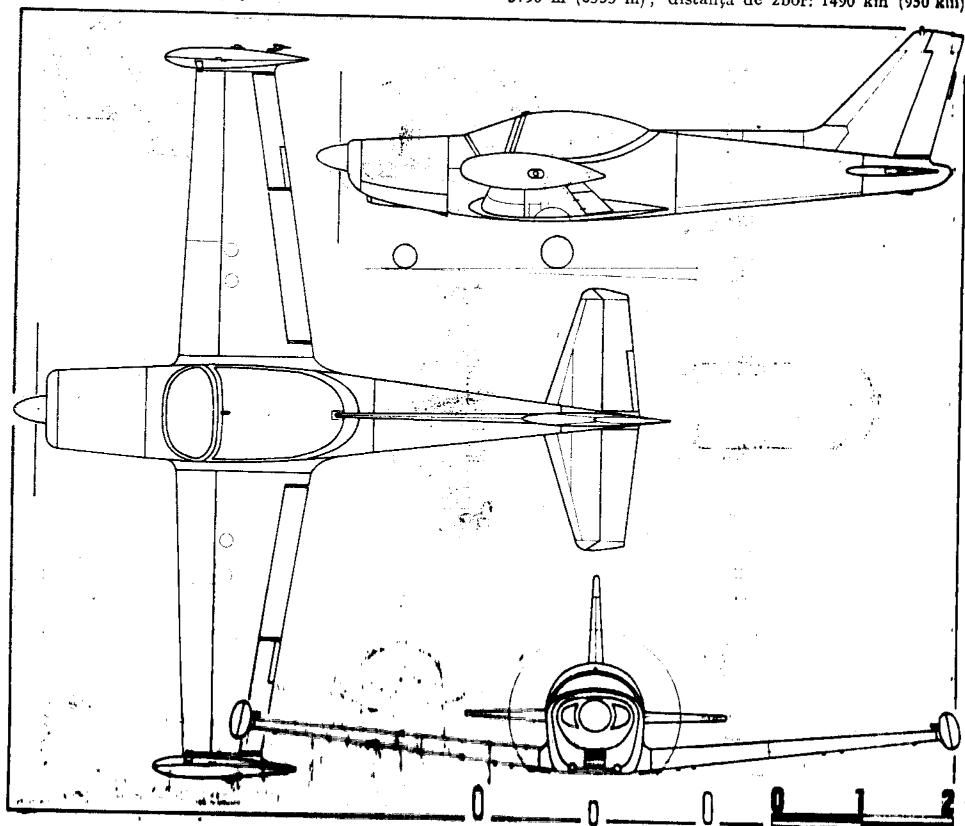
ITALIA

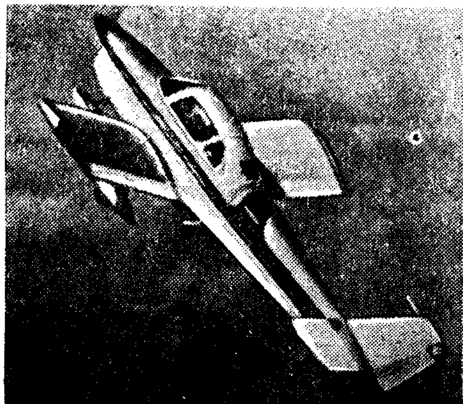
Prototipul lui SF-260, numit F-250 proiectat de ing. Stelio Frati, construit la firma Aviamilano, a efectuat primul zbor la 15 iulie 1964, echipat cu un motor Avco Lycoming de 250 CP (186,5 kW). Realizat în mare serie, peste 800 exemplare, SF-260 este dezvoltat în mai multe variante, fiind un elegant avion de turism şi acrobaţie. În producţia de serie, aparatul este echipat cu motoare Avco Lyocming O-540-E4A5 de 260 CP (194 kW) şi se află în dotarea mai multor şcoli de pilotaj din: India, Belgia, Bolivia, Libia, Anglia, SUA, Italia. În varianta SF-260TP, aparatul dispune de un motor turbopropulsor Allison 250-B17 de 400 CP (298 kW).



Avion 2+2 locuri, monomotor, monoplan cu aripa jos, Tren de aterizare escamotabil, de tip triciclu. Elice Hartzell. Anvergură: 8,35m (8,35m); lungime: 7,10 m (7,40 m); înălţime: 2,41 m (2,41 m); suprafaţă portantă: 10,10 m²; masă gol: 755kg (795 kg); masă maximă: 1102kg (1300kg); masă maximă (tip actobat): 1000 kg (1200 kg); viteză maximă: 347 km/h (382 km/h); viteză de croazieră: 330 km/h (370 km/h); viteză minimă: 115 km/h (126 km/h); viteză ascensională: 9,10 m/s (11 m/s); plafon: 5790 m (8535 m); distanţă de zbor: 1490 km (950 km),

Încărcare alară acrobatic: 99 kg/m² (118,8 kg/m²); încărcare alară maximă: 109,1 kg/m² (128,7 (kg/m²); masă raportată: 3,84 kg/CP (3,0 kg/CP); 5,15 kg/kW (4,02 kg/kW). **Factor de sarcină:** +6/−3.





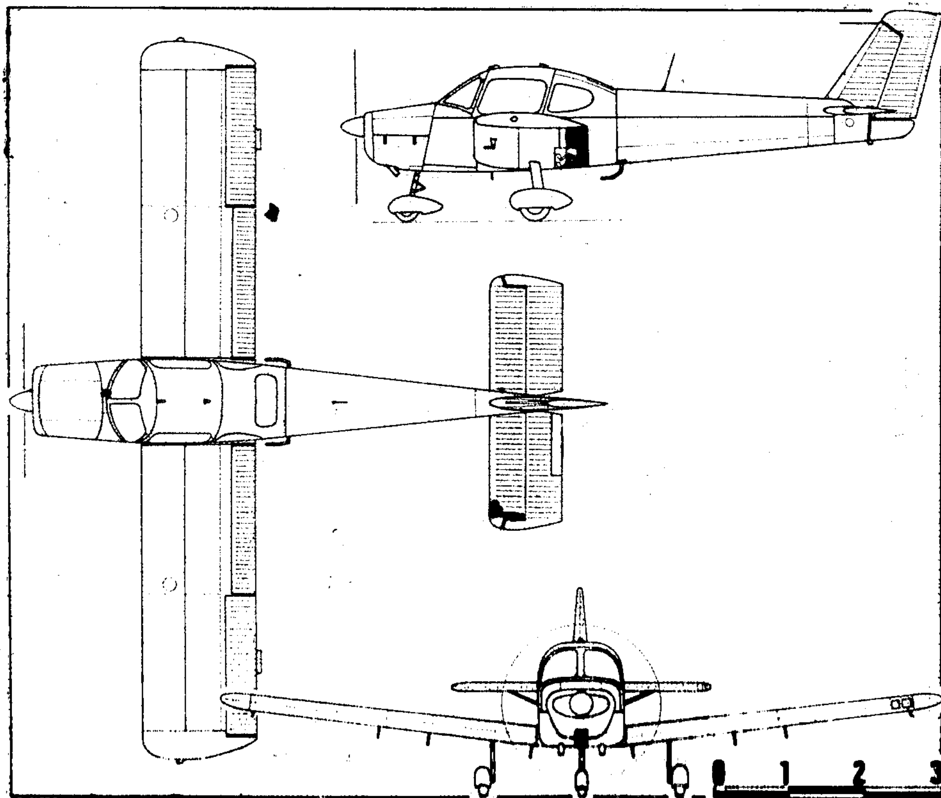
Avion 2+2 locuri, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare fix, de tip triciclu. Elice Mc Canley 1C cu pas fix. Anvergură: 9,42 m; lungime: 7,96 m; înălțime: 2,59 m: suprafață portantă: 14 m²; masă gol: 620 kg (650 kg); masă maximă: 1060 kg (1150 kg); masă maximă (tip acrobat): 880 kg; viteză maximă: 225 km/h (237 km/h); viteză de croazieră: 211 km/h (220 km/h); viteză minimă: 84 km/h; viteză ascensională: 5 m/s (5,7 m/s); plafon: 4725 m (5850 m); distanță de zbor: 1295 km (1250 km); distanță maximă de zbor: 1500 km.

FUJI FA-200 AEROSUBARU

JAPONIA

Contemporan cu SF-260, FA-200-160, construit de Fuji Heavy Industries Ltd., execută primul zbor la 12 august 1965. Aparatul este dezvoltat în mai multe variante cu motoare diferite: FA-200-160 cu motor Avco Lycoming O-320-D2A de 160 CP (119 kW), FA-200-180AO cu motor de 180 CP (134 kW) și FA-200-180 cu același motor. Construit în peste 400 exemplare, aparatul este destinat școlilor de pilotaj, turismului ș.a. Cu două locuri ocupate, aparatul este total acrobatic și poate demonstra complexe programe acrobatice, fiind cotat drept avion de antrenament.

Încărcare alară acrobatic: 62,85 kg/m²; **încărcare alară maximă:** 75,71 kg/m² (82,14 kg/m²); **masă raportată** 5,5 kg/CP (4,88 kg/CP); 7,39 kg/kW (6,56 kg/kW)
Factor de sarcină: +6/−3.

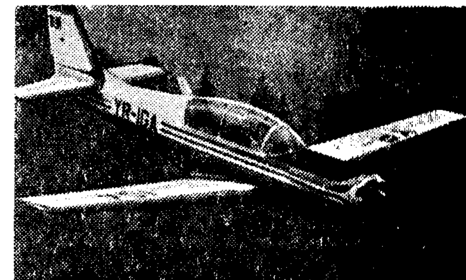


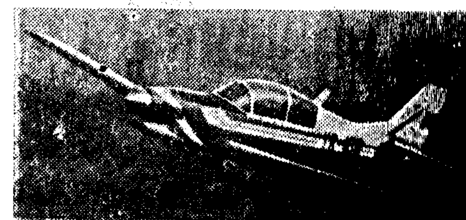
IAR 825 TRIUMF / IAR 821 PELICAN

ROMÂNIA

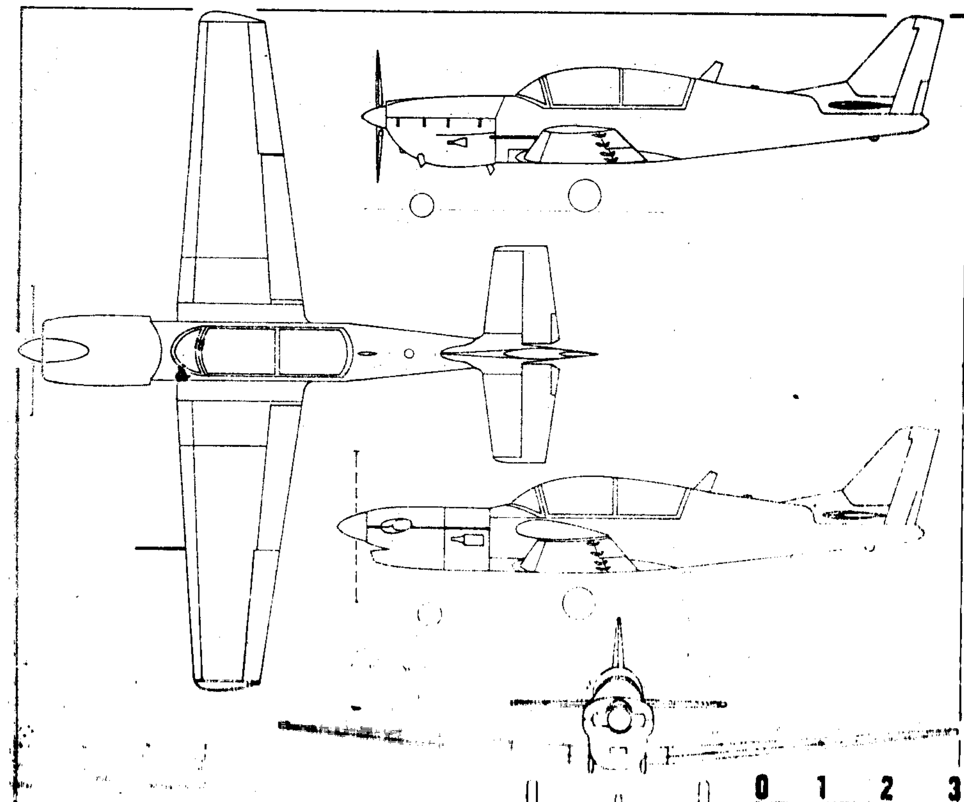
Răspunzînd specificației pentru ultima generație de avioane de antrenament, Întreprinderea de Construcții Aeronautice Brașov proiectează și construiește avionul IAR-825TP Triumf, cu motor turbopropulsor Pratt & Whitney PT 6A-25C de 750 CP (558 kW). Prezent la diverse ediții ale Salonului Aeronautic de la Paris și Farnborought, IAR-825 demonstrează performanțe egale cu celelalte aparate din generația sa: Embraer Tucano, Pilatus PC-7, Pilatus PC-9. Varianta IAR-831 Pelican este echipată cu motor Lycoming IO-540-G1D5 de 290 CP (213 kW).

Avion biloc în tandem, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare escamotabil de tip triciclu. Elice tripală Hartzell HC-B3TN-3 (bipală HC-92WK-1). Anvergură: 10,30 m (10,00 m); lungime: 8,9 m; înălțime 2,38 m; suprafață portantă: 15 m²; masă gol: 1200 kg; (980 kg); masă maximă (tip acrobat): 1700 kg (1200 kg); masă maximă: 2650 kg (1500 kg); viteză maximă admisă 550 km/h (500km/h) viteză maximă: 470 km/h (320 km/h); viteză de croazieră: 440 km/h (295 km/h); viteză minimă: 115 km/h (100 km/h); viteză ascensională: 16,00 m/s (7 m/s); plafon: 9000 m (5600 m); distanță de zbor: 1400 km (1300 km); autonomie: 3 ore.





Încărcare alară (tip acrobat): 113,33 kg/m² (80,0 kg/m²); **încărcare alară maximă:** 176,66 kg/m² (100 kg/m²); **masă raportată:** 2,26 kg/CP (4,13 kg/CP); 3,04 kg/kW (5,63 kg/kW).
Factor de sarcină: +6/−3.

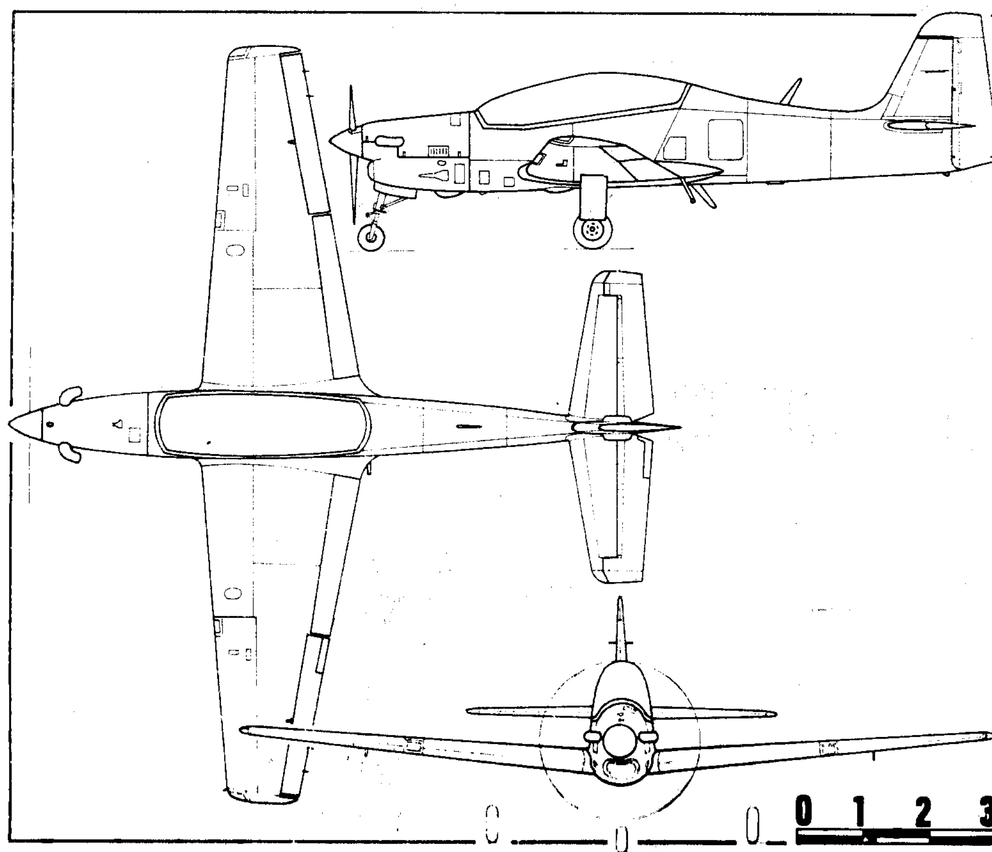


EMBRAER EMB-312 TUCANO
BRAZILIA

Reprezentantul noii generații de avioane de antrenament, care s-a dovedit a corespunde în mod deosebit exigențelor specialiștilor, este EMB-312 Tucano, produs de industria aeronautică braziliană și în licență în Anglia. Primul zbor al prototipului a fost efectuat la 16 august 1980, avionul impunîndu-se la numeroase întîlniri internaționale. Echipat cu un motor turbopropulsor Pratt & Whitney PT 6A-25C de 740 CP (552 kW), cu două scaune catapultabile de tip Martin Baker Mk. 8, Tucano se află în dotarea echipei reprezentative de acrobație în grup a Brazilei.

Avion biloc tandem, monomotor, monoplan cu aripa jos. Tren de aterizare escamotabil, de tip triciclu. Elice tripală Hartzell HC-B3TN-3. Anvergură: 11,14 m; lungime: 9,86 m; înălțțime: 3,4 m; suprafață portantă: 19,4 m²; masă gol: 1830 kg; masă maximă: 2550 kg; viteză maximă: 458 km/h; viteză de croazieră: 345 km/h; viteză maximă admisă: 541 km/h; viteză minimă: 121 km/h; viteză ascensională: 11,3 m/s; plafon: 8690 m; distanță de zbor: 2050 km; autonomie: 6 ore.

Încărcare alară: 121,1 kg/m²; **masă raportată:** 3,44 kg/CP (4,6 kg/kW). **Factor de sarcină:** +6/−3.



12.8. Avioanele formațiilor reprezentative de acrobație aeriană

Pasiunea și atracția zborului acrobatic atrag piloții avioanelor cu reacție spre reprezentanții deosebite, trasînd cu fumigene în spațiu diafane și multicolore traiectorii individuale sau de grup. Puternicele și rapidele avioane cu reacție primesc desene vizibile simbolizînd puterea și viteza, ce le deosebesc total de avioanele de acrobație obișnuite. Evoluțiile largi, datorate vitezei, se desfășoară în zgomotul asurzitor al puternicelor motoare reactive, stăpînite cu precizie de piloți de înaltă clasă. Programele de zbor în formație unesc aparatele cu fire nevăzute, pentru a le pierde în spațiu și a le reuni din nou în altă structură. Fără a participa la o competiție directă, cîteva dintre aceste formații de acrobație aeriană și-au dobîndit o popularitate deosebită. Formațiile „Zolotistyi Jastreb", „Red Arrows", „Patrouille de France", „Thunderbirds" ... sînt recunoscute după o serie de evoluții specifice, perfecționate în ore și ore de antrenament în zbor și la sol, în sala de studiu.

Chiar de la primele lor apariții, în anii '40—'50, avioanele cu reacție au fost reunite de pasionații zborului în diverse formații prezentate la mitingurile aviatice (fig. 12.59). Cîteva dintre aceste aparate, întreținute în linie de zbor, participă și azi la diverse ocazii, alături de aparate moderne, amintind celor pasionați de începuturile aviației reactive: Gloster Meteor (fig. 12.59, *a*), Hawker Siddeley Hunter (fig. 12.59, *b*).

Cu trecerea timpului au apărut noi și noi formații de acrobație, pe măsură ce altele s-au destrămat. Dispunînd de rezerve organizatorice și financiare, cîteva dintre acestea răzbat cu siguranță în decursul anilor, menținute de puterea tradiției și a zborului „Zolotistyi Jastreb"—U.R.S.S., „Blue Angels" — S.U.A., „Patrouille de France" — Franța, „Red Arrows" — Anglia, „Frecce Tricolori" — Italia, „Thunderbirds" — S.U.A., devenind reprezentative pentru culorile naționale ale țărilor de origine. Organizate pe parcurs cu noi și noi echipaje, pe noi și noi avioane, reprezentativele de acrobație aeriană continuă tradiția demonstrațiilor aeriene, începute chiar de la primele ascensiuni cu balonul, cu 200 de ani în urmă. Denumirile formațiilor au devenit cunoscute nu numai iubitorilor aviației, ci și celor mai puțin avizați, presa, televiziunea și cinematograful făcînd cunoscute unui public larg activitatea acestora.

Pilotînd rapidele lor avioane cu reacție, piloții din formațiile reprezentative vin să completeze spectacolul aerian alături de gingașele aparate sportive, ușoarele biplane ale formațiilor „Rothmans", „Eagle", „Royal Falcons".

Dezvoltarea tehnicii de zbor a condus la schimbări și în dotarea formațiilor de acrobație cu avioane corespunzătoare, mai maniabile, mai sigure, echipate cu aparatură de zbor din ce în ce mai perfecționată, mai complexă, care a permis dezvoltarea programelor de acrobație, devenite tot mai spectaculoase prin precizie și inedit.

Formația „Zolotistyi Jastreb", prezentă la numeroase mitinguri în U.R.S.S. și Europa, a evoluat în decursul anilor pe aparate de tip MiG-15 (fig. 12.60, *a*), MiG-17 (fig. 12.61), MiG-19, MiG-21 (fig. 12.62), MiG-23 și Su-15. Alături de această formație, în U.R.S.S. evoluează alte numeroase

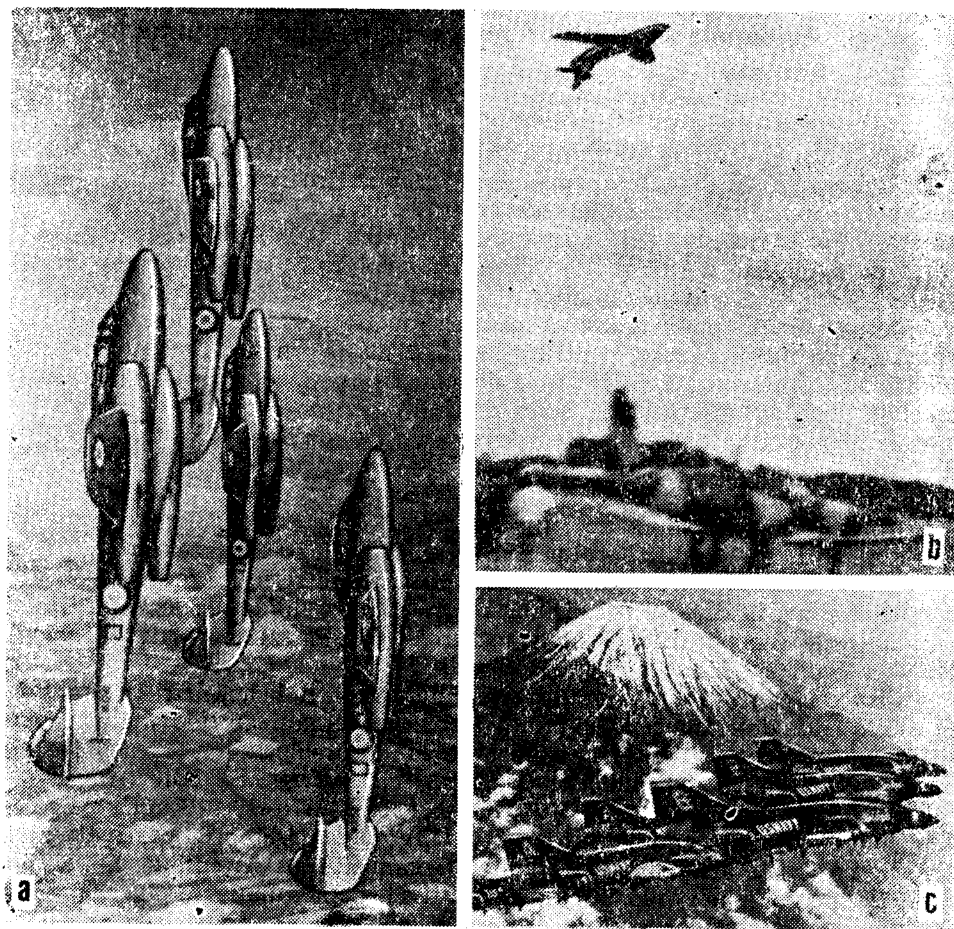


Fig. 12.59. Avioane cu reacție în zbor acrobatic:
a — Gloster Meteor în urcare la verticală; *b* — Hawker Siddeley Hunter în zbor pe spate; *c* — Mc Donnell Douglas F-4 din formația „Blue Angels" în cursul unei demonstrații din Japonia.

formații, acestea participînd la numeroase mitinguri și demonstrații în Republica Democrată Germană, Polonia, Cehoslovacia.

Uniunea Sovietică este țara în care acrobația aeriană pe avioane cu reacție se bucură de un cadru organizatoric deosebit. Din anul 1949 pînă în prezent au fost organizate 18 campionate naționale de acrobație aeriană pe avioane cu reacție. În prezent, campionatele se desfășoară pe avioane cehoslovace de tip Aero L-29 Delfin și Aero L-39 Albatros. La primele ediții, avioanele de bază erau cunoscutele aparate sovietice MiG-15 și MiG-17, care au intrat și în dotarea aerocluburilor D.O.S.A.A.F. Pe aceste aparate au obținut titlul de maeștri ai sportului un număr de 821 sportivi din aerocluburile U.R.S.S. Programul de concurs la acrobația cu avioane cu reacție este compus din 12

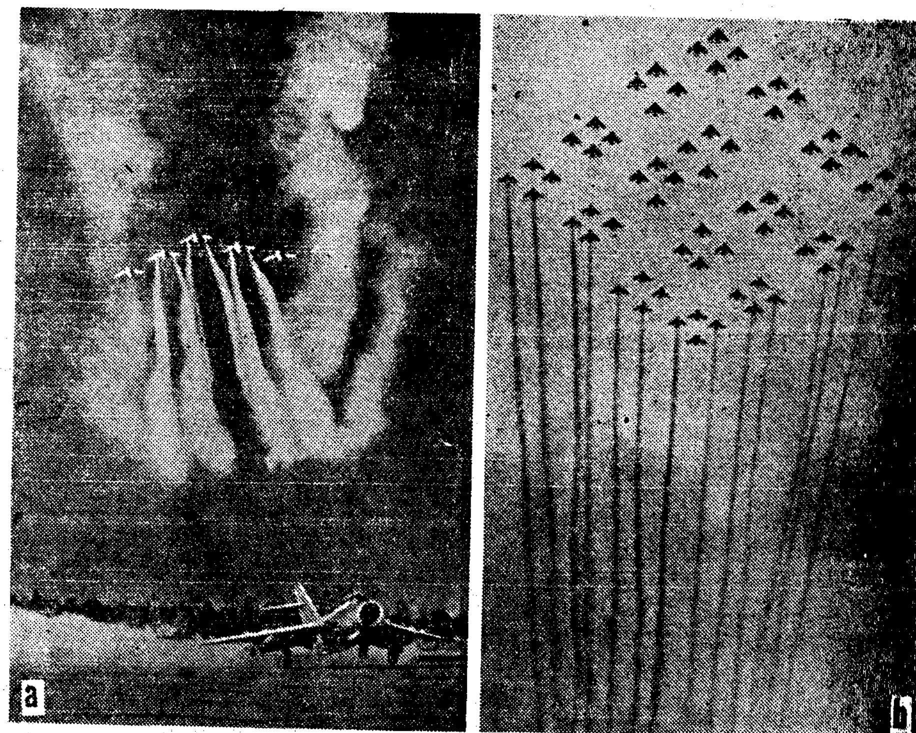


Fig. 12.60. Formații de acrobație pe avioane de tip MiG:
a — MiG-15 (U.R.S.S.); *b* — MiG-17 (Polonia).

figuri, acestea desfășurîndu-se de la înălțimea de 2 300 m pînă la înălțimea de siguranță de 400 m.

Aparatele L-29 și L-39 sînt întîlnite în componența formațiilor de acrobație din R.S. Cehoslovacia, evoluțiile acestora concurînd cu cele ale aparatelor construite de firme consacrate: „Aérospatiale, British Aerospace, SAAB, CASA, Aermacchi.



Fig. 12.61. Avioane MiG-17 din formația „Zolotistyi Jastreb" — U.R.S.S.

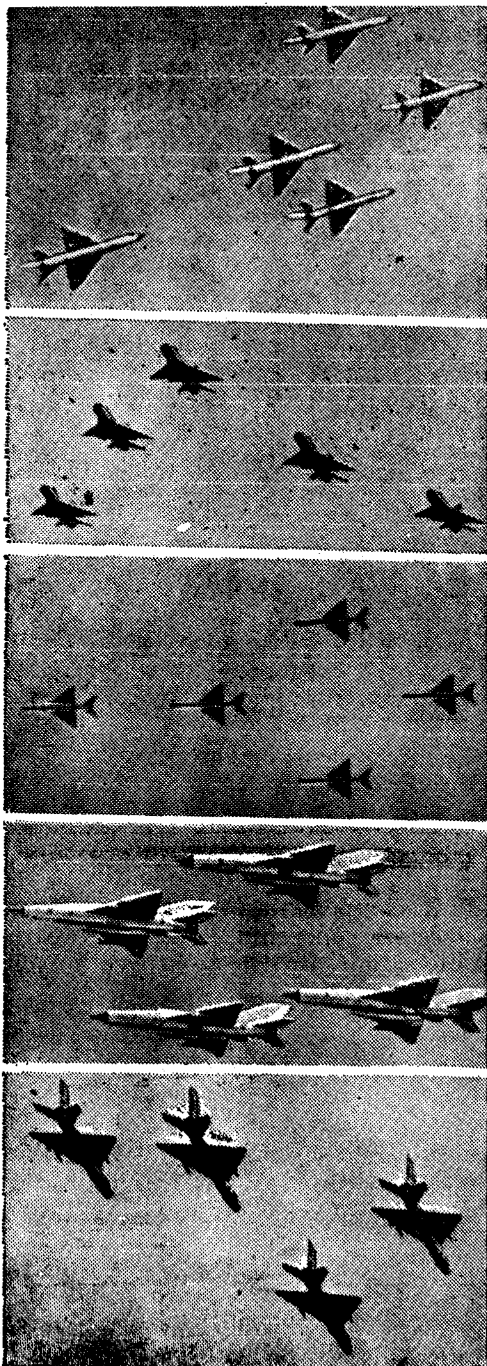
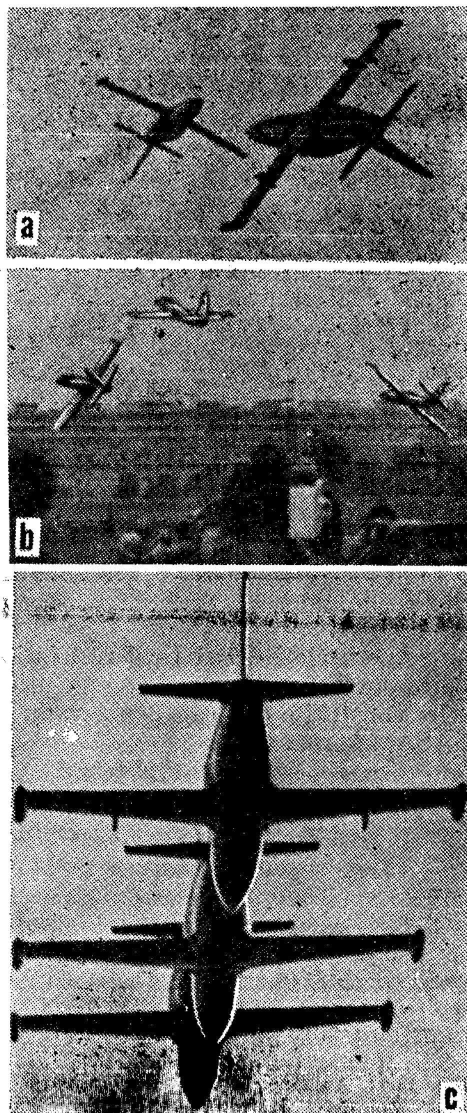


Fig. 12.62. Avioane MiG-21 demonstrînd zbor în formaţie cu prilejul unui miting din Franţa.

Fig. 12.63. Avioane Aero L-39 Albatros din dotarea unor formaţii din Cehoslovacia: *a* — întîlnire în tonou; *b* — degajare la joasă înălţime; *c* — formaţie etajată.



Pe aparate de construcţie naţională, piloţii cehoslovaci demonstrează „la ei acasă" spectaculoase evoluţii acrobarice, de la simple treceri în formaţie, la dificile „întîlniri" în tonou, degajări la joasă înălţime, zboruri în oglindă sau etajate (fig. 12.63, *a*, *b*, *c*).

Pînă la realizarea aparatelor L-29 şi L-39, echipele de acrobaţie din Cehoslovacia erau echipate cu avioane de tip MiG-15 (fig. 12.64, *a*), MiG-17, MiG-19 şi MiG-21, la fel ca şi cele din Polonia (fig. 12.64, *b*), România (fig. 12.65) Bulgaria, Ungaria şi Republica Democrată Germană.

Dinamica înlocuirii aparatelor de zbor aflate în dotarea formaţiilor reprezentative de acrobaţie aeriană a fost semnalată la majoritatea acestora, apariţia unui nou tip de avion în dotare determinînd noi programe de demonstraţie.

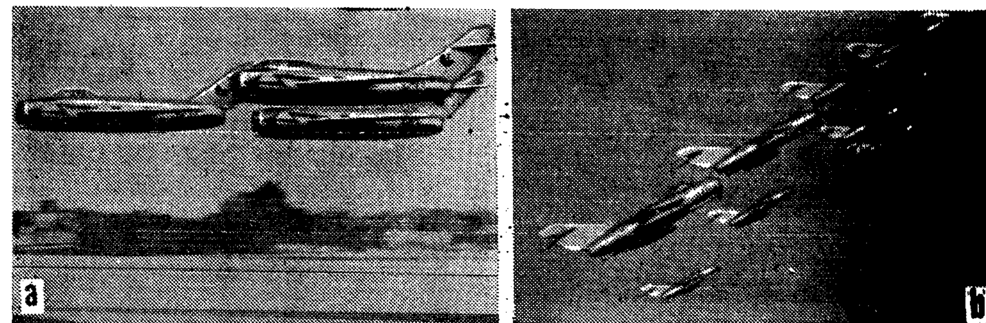


Fig. 12.64. Avioane MiG-15: *a* — formaţie de acrobaţie din Cehoslovacia; *b* — formaţie de acrobaţie din Polonia.

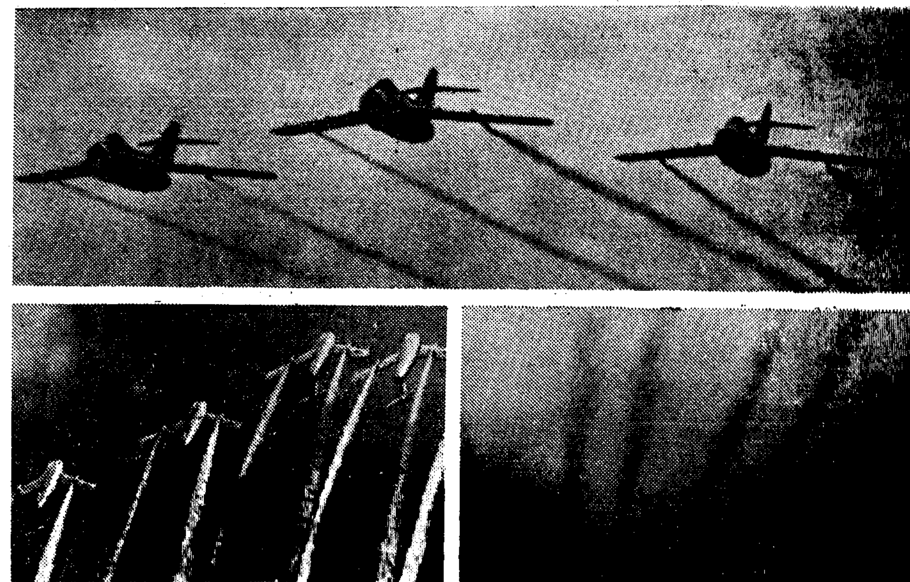


Fig. 12.65. Avioane MiG-15 în formaţie de demonstraţie cu fumigene sub planuri — România.

Astfel formația „Blue Angels", reprezentativă a Aviației Navale S.U.A. (NAVY), în anul 1946 cînd a fost creată era constituită din patru avioane clasice de tip Grumman F6F Hellcat. Primele avioane cu reacție utilizate au fost patru Grumman F9F Panther, urmate în decursul anilor de Chance Vought F7U-1 Cutlass (fig. 12.66, *a*), Grumman F9F8T Cougar (fig. 12.66, *b*), Grumman F-11F-1 Super Tiger (fig. 12.66, *d*), Mc Donnell Douglas A-4 Skyhawk și Mc Donnell Douglas F-4J Phantom II (fig. 12.66, *c*). Activitatea acestei formații s-a făcut cunoscută prin evoluții de mare rafinament, precizie și dificultate (fig. 12.67).

Paralel cu formația reprezentativă a marinei, în S.U.A. există și formația reprezentativă a U.S.A.F. (Forțele Aeriene ale Statelor Unite), cunoscută sub denumirea de „Thunderbirds" (fig. 12.68). Primele avioane cu reacție din

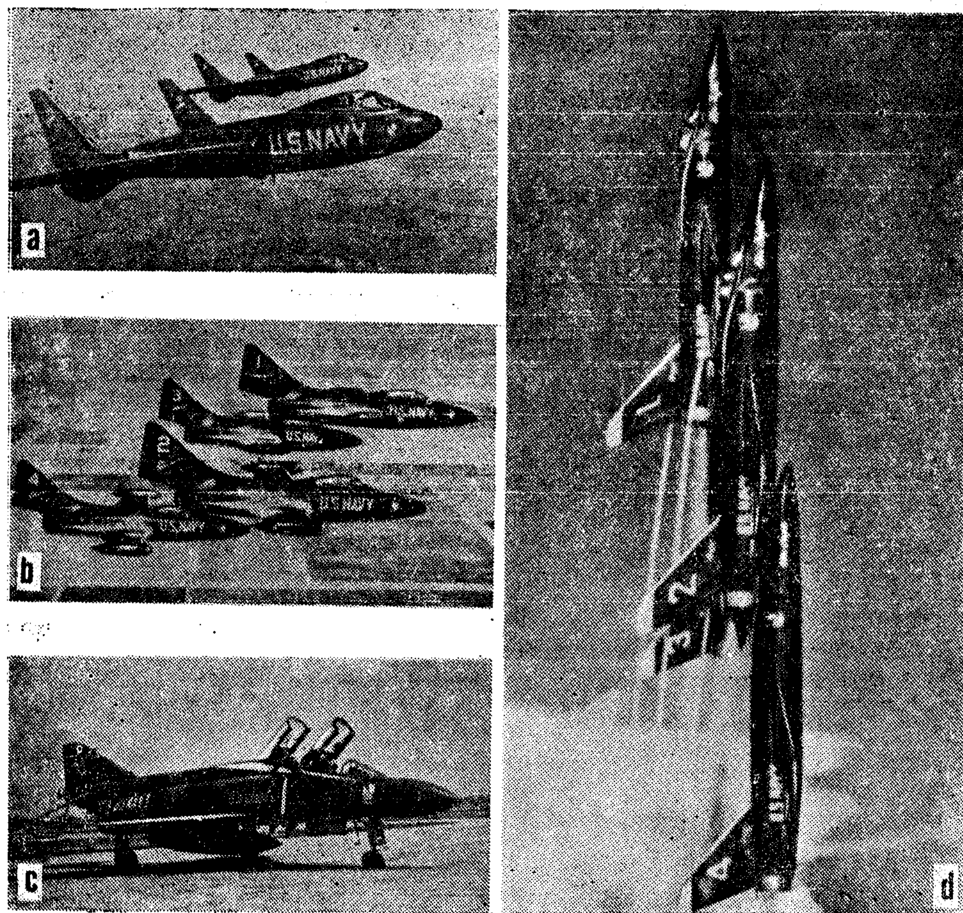


Fig. 12.66. Avioane din dotarea formației „Blue Angels" — S.U.A:
a — Chance Vought T7V-1 Cutlass; *b* — Grumman F9F8T Cougar; *c* — Mc Donnell Douglas F-4 Pthantom II; *d* — Grumman F-11 F-1 Super Tiger.

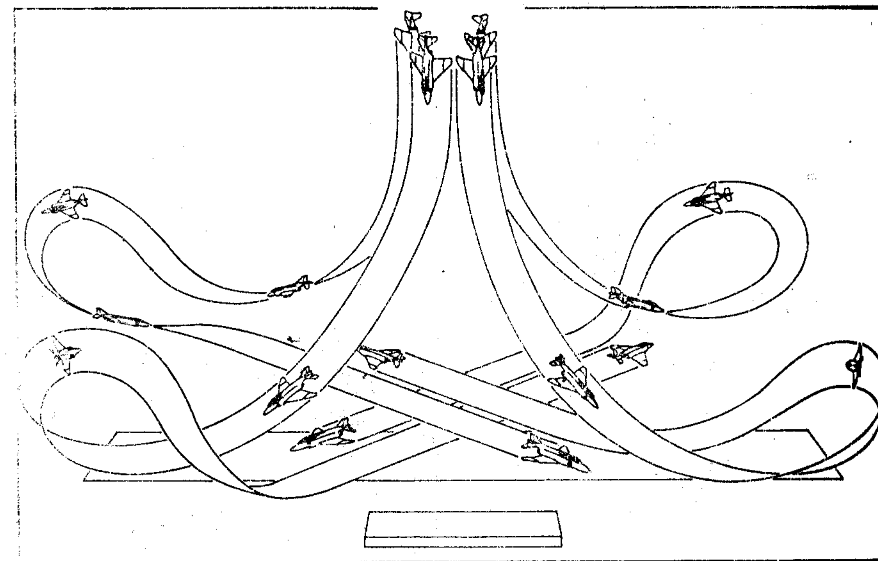


Fig. 12.67. Spectaculos program de demonstrație cu patru avioane Phantom II al formației „Blue Angels": picaj la verticală, degajare la joasă înălțime, viraj la joasă înălțime, cu „întîlnire din patru direcții".

dotarea formației „Thunderbirds" au fost patru avioane Republic F-84F Thunderstreak (fig. 12.68, *a*), care au evoluat în anii '50. Acestea au fost înlocuite cu renumitele avioane North American F-100 Super Sabre, care au determinat o dezvoltare cu totul deosebită a programelor de acrobație ale formațiilor de avioane cu reacție (fig. 12.69). Cu caracter experimental, formația a fost înzestrată și cu cîteva avioane Republic F-105 Thunderjet (fig. 12.68, *c*); apoi formația a fost dotată cu avionul Mc Donnell Douglas F-4E Phantom II, Northrop T-38A Talon și, de cîțiva ani, cu noile avioane General Dynamics F-16 Fighting Falcon (fig. 12.70).

Numeroase dintre figurile formației „Thunderbirds" au fost preluate și perfecționate. Performanțele tehnice ale aparatelor păreau exploatate la maxim, punîndu-se problema limitei umane, a metodei de pregătire a piloților și a modalității de abordare și de rezolvare a noilor programe. Piloții stăpîniți și atrași de mirajul spectaculosului, îmbătați de forța motoarelor, trec la evoluții din ce în ce mai dificile, precise, dar periculoase. Viteza de „întîlnire" a două F-100 este de cca 1500 km/h, distanța minimă la care au trecut executînd „întîlnirea" în tonou fiind de 3 m (v. fig. 12.69). Paralel cu formația „Thunderbirds", tot pe aparate F-100 și-a desfășurat activitatea și formația „Skyblazers", tot în cadrul U.S.A.F.

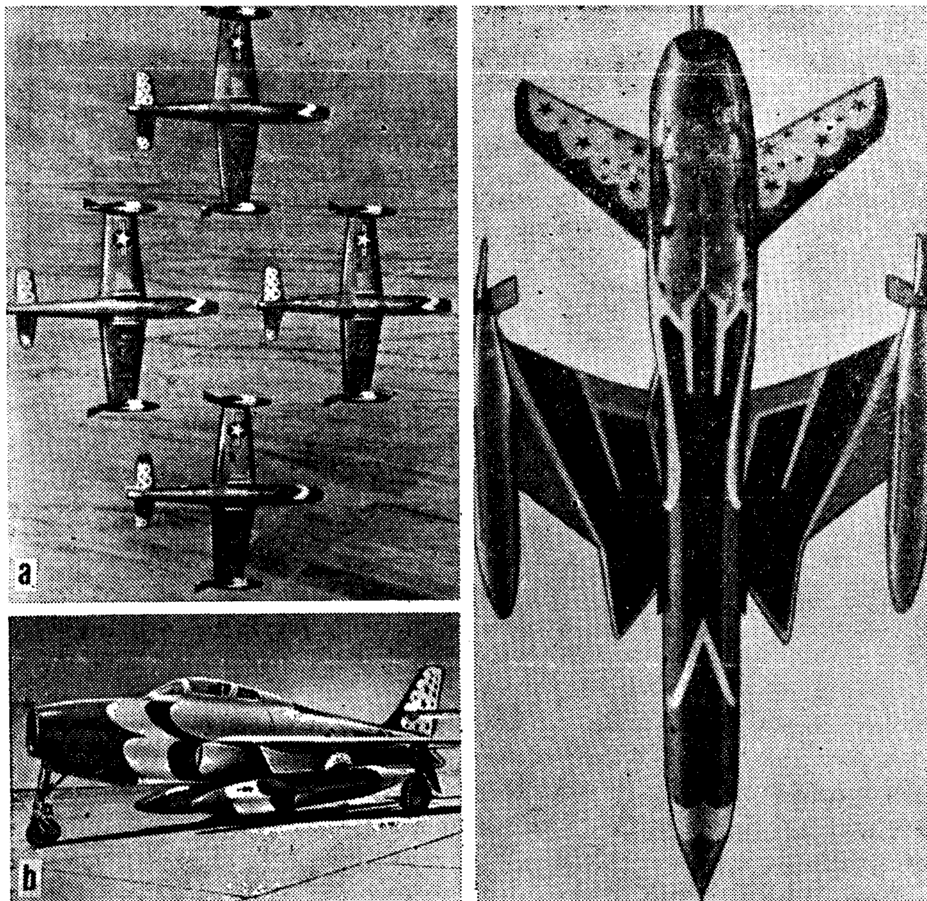


Fig. 12.68. Avioane din dotarea formației „Thunderbirds" — S.U.A.:
a — Republic F-84F Thunderstreak; *b* — Republic F-84 Thunderstreak; *c* — Republic F-105 Thunderjet.

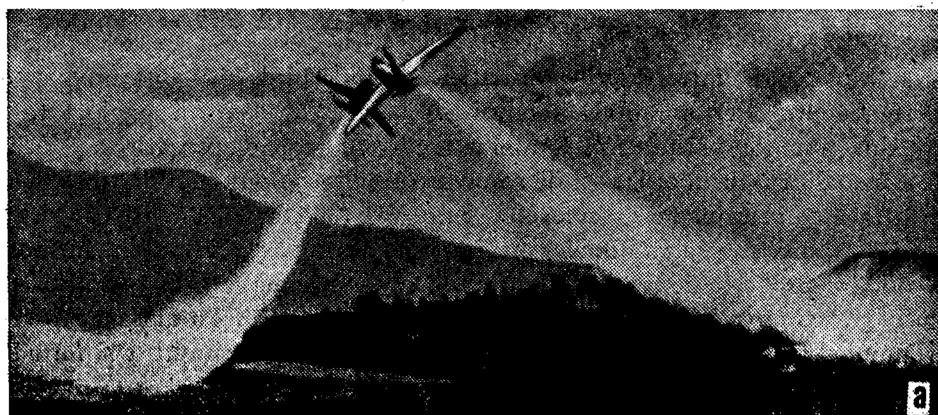


Fig. 12.69. Avioane F-100 Super Sabre în momentul „întîlnirii în tonou".

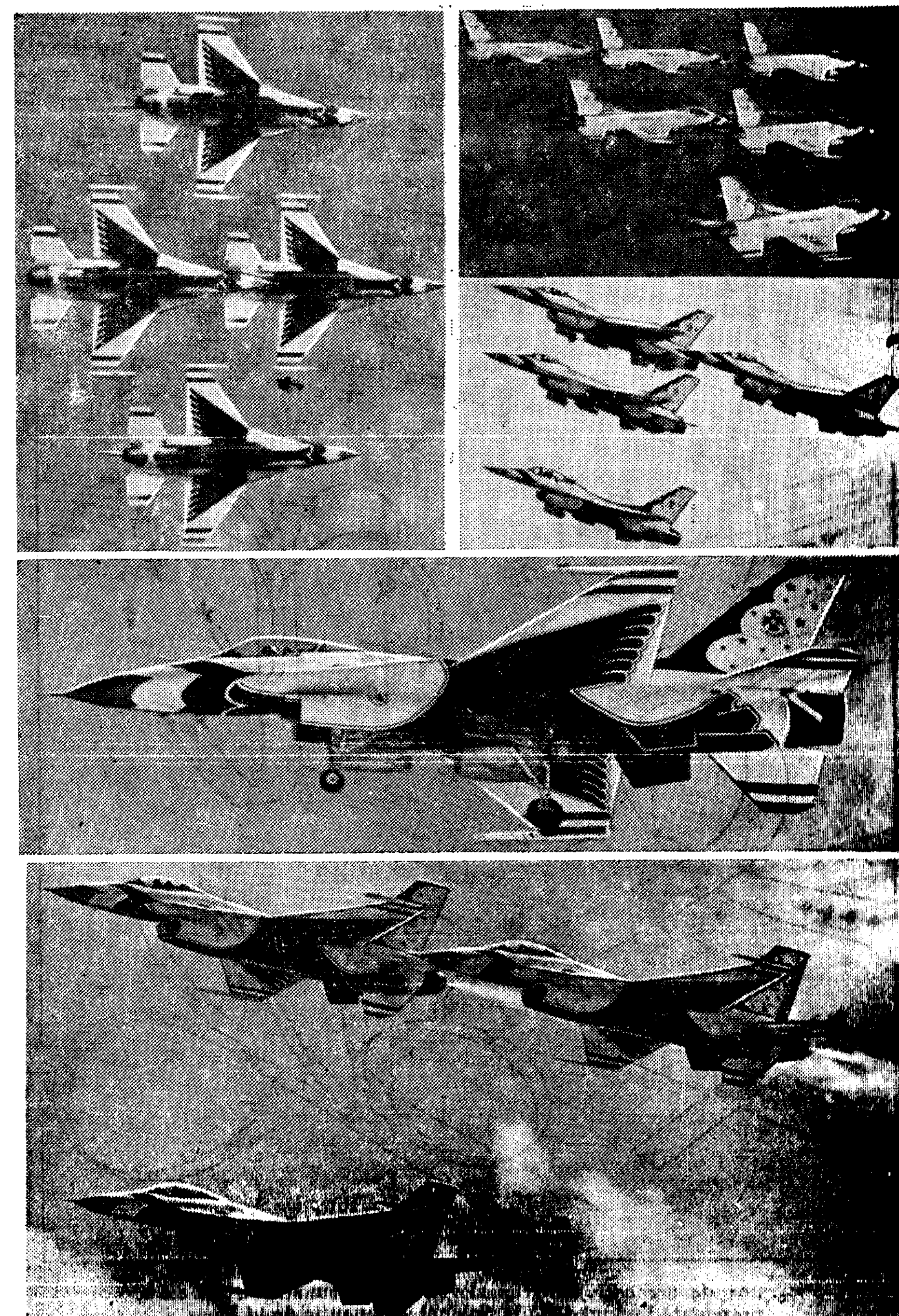


Fig. 12.70. Avioane F-16 din formația „Thunderbirds".

Programele de grup ale formației „Thunderbirds", prezentate la Salonul Aeronautic de la Paris în anul 1965 (fig. 12.71, fig. 12.72), au devenit „alfabetul de bază" al formațiilor de acrobație pe avioane cu reacție. Tonoul în formație cu păstrarea formației, tonoul în formație cu schimbarea formației, lupingul cu păstrea și schimbarea formației sînt evoluții dezvoltate de la rea-

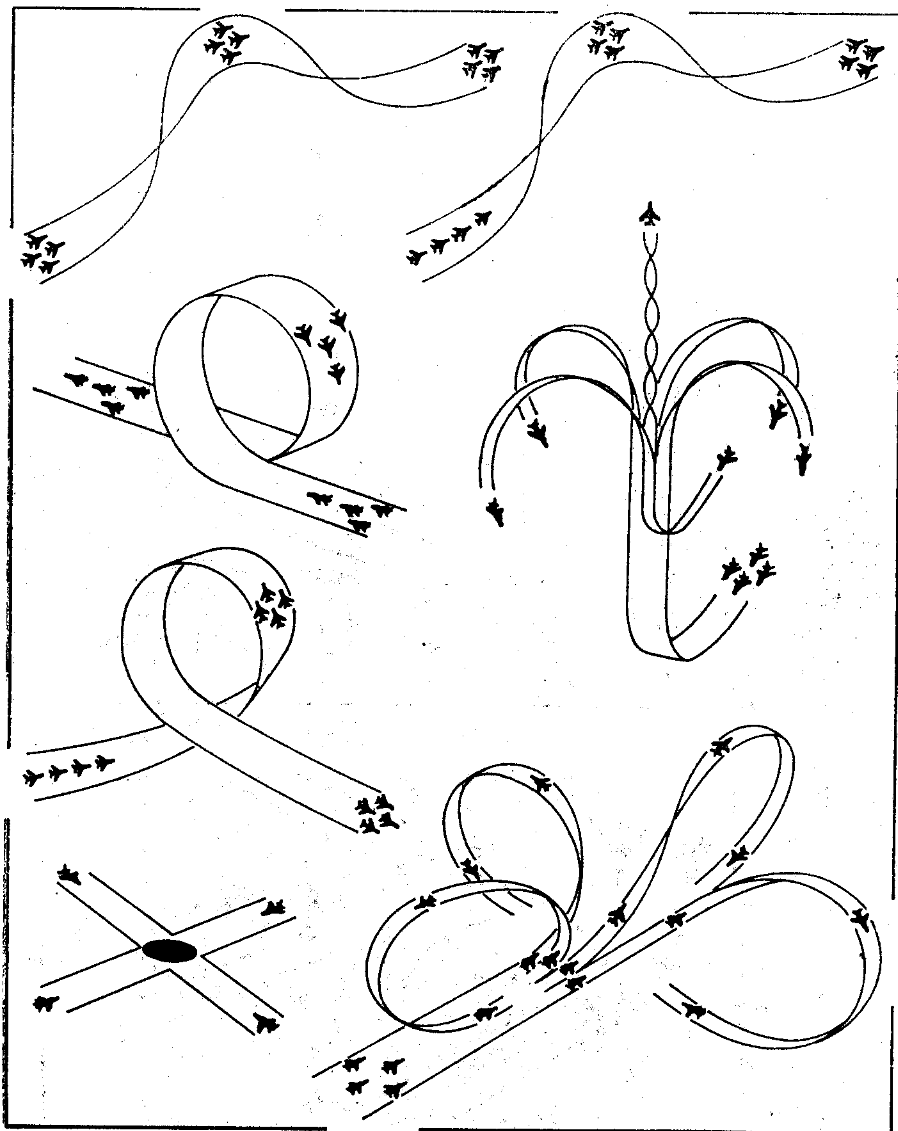


Fig. 12.71. Programe de acrobație în grup ale formației „Thunderbirds" cu avioane F-100 prezentate în anul 1965 la Salonul Aeronautic de la Paris.

lizarea cu patru aparate (v. fig. 12.71) în cazul formației „Thunderbirds", la realizarea cu 7—9 aparate, în cazul formațiilor „Red Arrows" **(Anglia)**, „Frecce Tricolori" (Italia) și „Patrouile de France" (Franța).

Formația „Patrouille de France" (P.A.F.), înființată oficial **în anul 1953** și considerată ca echipă reprezentativă a Franței, a fost dotată **cu mai multe** tipuri de avioane: Republic F-84G Thunderjet, MD-450 Ouragan, **Mystere** IV A (fig. 12.73, *a*), Fouga Magister (fig. 12.73, *c*) și Dassault Breguet **Alpha** Jet (fig. 12.74).

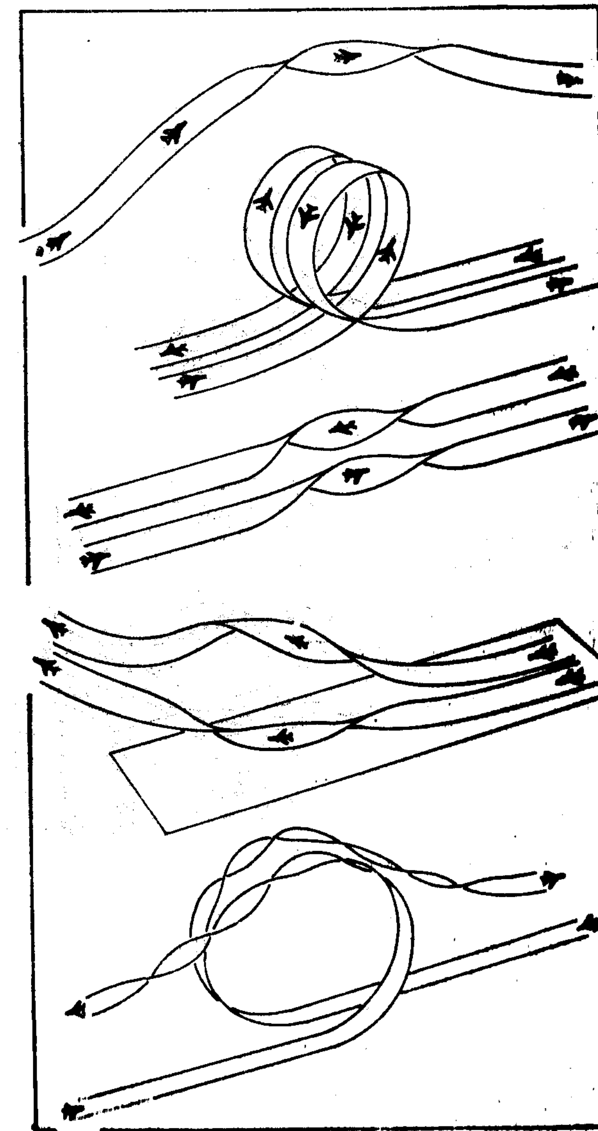


Fig. 12.72. Programe individuale și în celulă ale formației „Thunderbirds" cu avioane F-100 prezentate în anul 1965 la Salonul Aeronautic de la Paris.

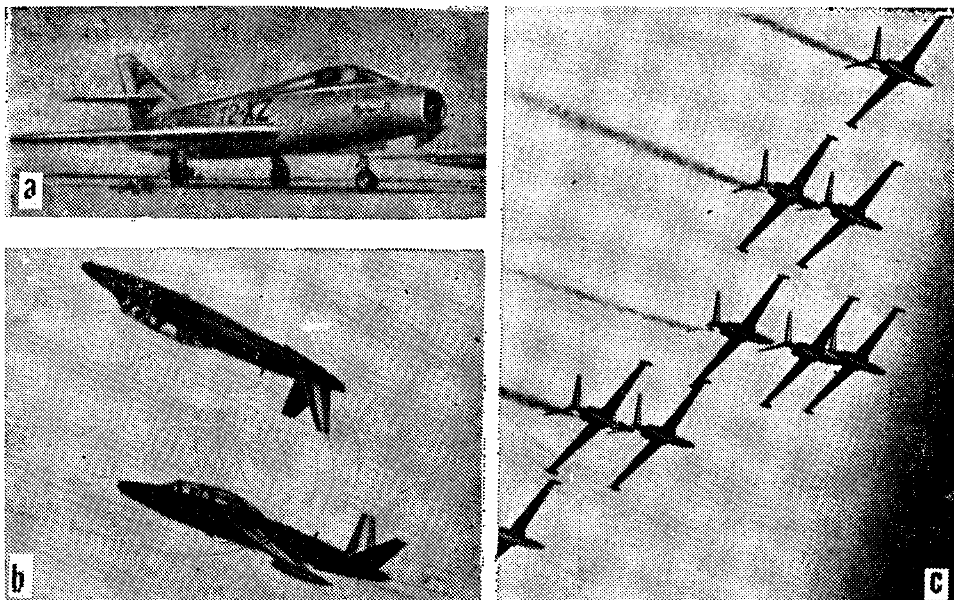


Fig. 12.73. Avioane din dotarea formației „Patrouille de France" — Franța; *a* — Mystere IV A; *b, c* — Fouga Magister.

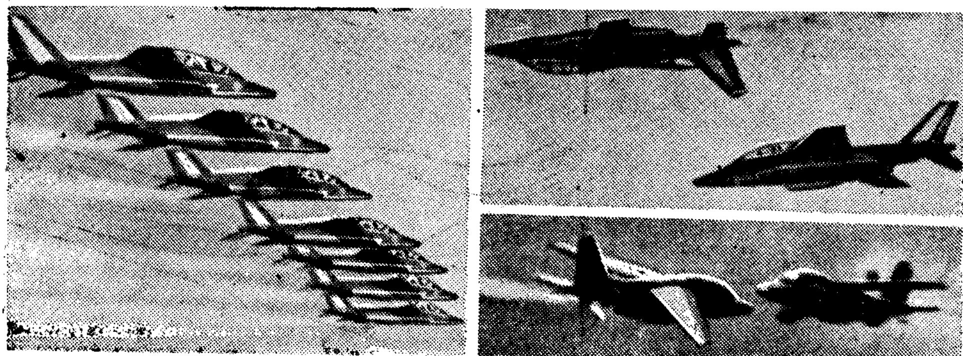


Fig. 12.74. Avioane Dassault Breguet Alpha Jet din dotarea formației „Patrouille de France".

Palmaresul acestei formații pe toate tipurile de avioane însumează 75 000 ore de zbor și peste 2 000 demonstrații, activitatea ei fiind cunoscută în întreaga lume.

În anii '50 în Franța au existat mai multe formații de acrobație, acestea neprimind însă titlul de reprezentative: „Côte-d'Or", „Dauphine ",„Flandres", „La Fayette", „Ave Marias"...

În Anglia au evoluat mai multe formații echipate cu avioane cu reacție: „Vampires", „Blue Diamonds", „Black Arrows", „Tigers", „Meteorites",

„Sparrows", „Poachers". Din anul 1958 este remarcată la numeroase mitinguri formația „Pelicans", devenită „Red Pelicans", echipată cu avioane de antrenament și școală de tip Jet Provost T.5. În anul 1964 formația „Red Pelicans", devine „Red Arrows", iar din anul următor primește titlul de reprezentativă a R.A.F. (Royal Air Force). Aparatele sînt pilotate de instructori de zbor, în stagii în cîte doi ani. Evoluînd pe aparate Foland Gnat (fig. 12.75), timp de 15 ani, formația „Red Arrows" participă la 1292 demonstrații în 18 țări, an de an programele fiind tot mai complexe. Din anul 1980 formația evoluează pe avioane de tip British Aerospace Hawk (fig. 12.76), moderne avioane de școală și antrenament. În noua configurație, formația deține, poate, cel mai complex program de antrenament, gama programelor de zbor (fig. 12.77, fig. 12.78), precum și „alfabetul formațiilor" (fig. 12.79), fiind extrem de complexe.

Formații de acrobație cu activitate deosebită există și în Italia, „Cavallino Rampante", „Guizzo", „Getti Tonanti", „Frecce Tricolori" fiind cîteva dintre acestea. În anul 1961 formația „Frecce Tricolori" primește titlul de „Pattuglia Aerobatica Nationale" (P.A.N.), cu statut oficial și permanent. Formația a evoluat pe aparate cu reacție de tip F-86E și apoi Fiat G-91 (fig. 12.80 și fig. 12.81) iar în prezent evoluează pe aparate Aermacchi MB-339.

În Canada, formația „Snowbirds" (fig. 12.82) primește statut de reprezentativă oficială a Canadei din anul 1977 și evoluează pe aparate CT-114 Tutor. Înaintea acestei formații, tot pe aparate CT-114 (CL-14) Tutor au evoluat formațiile „Golden Centennaires" și „Golden Hawks", care au stat la baza organizării formației „Snowbirds".

În prezent în lume mai evoluează formațiile „Asas de Portugal" (Portugalia) pe avioane Cessna T-37C, „Karo As" (Austria) și „F-5"(Suedia) pe avioane SAAB-105 și „Blue Impulse" (Japonia) pe avioane Mitsubishi T-2. Cu activitate mai puțin intensă evoluează și alte formații în Spania, Olanda, Danemarca, R.F.G. și alte țări.

În afara formațiilor de acrobație în grup, calitățile avioanelor cu reacție pot fi demonstrate și în diverse programe individuale, remarcîndu-se dintre acestea evoluțiile pe aparatele General Dynamics F-16 (fig.12.83), Mc Donnell Douglas TF-15 Eagle și Northrop F-20.

La numeroase demonstrații de zbor, avionul F-16 este prezent cu spectaculoase programe individuale, figuri de extremă dificultate și precizie fiind executate în cadrul programelor de demonstrație de la diverse saloane aeronautice, mitinguri. Lupingul din decolare, imelmanul din trecere la joasă înălțime, ascensiunea pe verticală cu viteză mică, tonoul pe verticală, tonoul

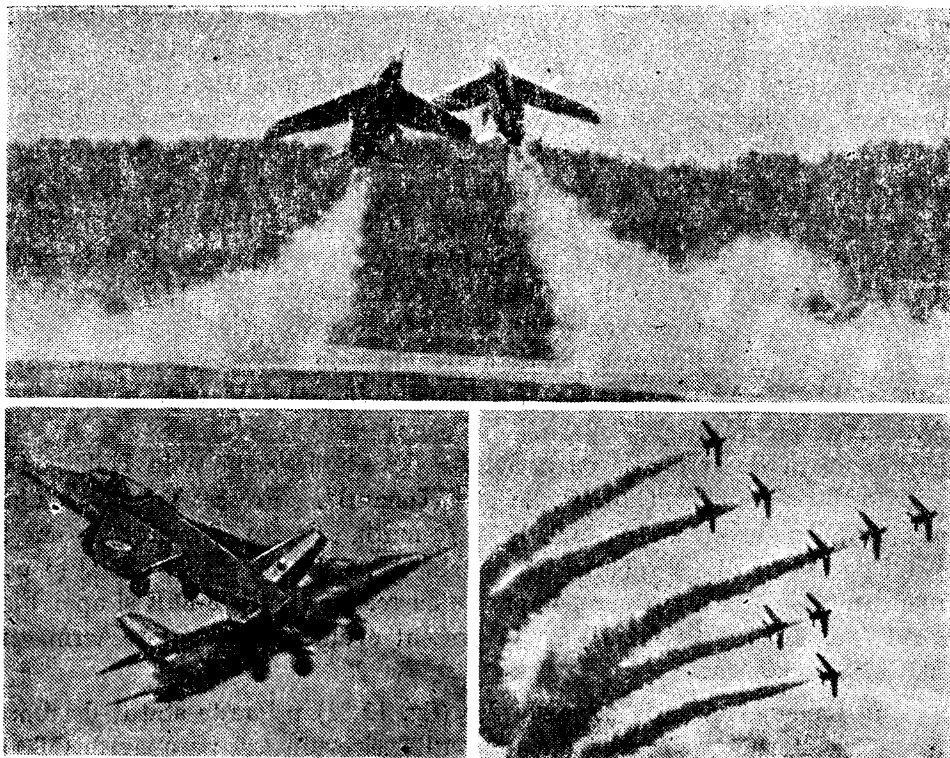


Fig. 12.75. Avioane Foland Gnat din dotarea formației „Red Arrows" — Anglia.

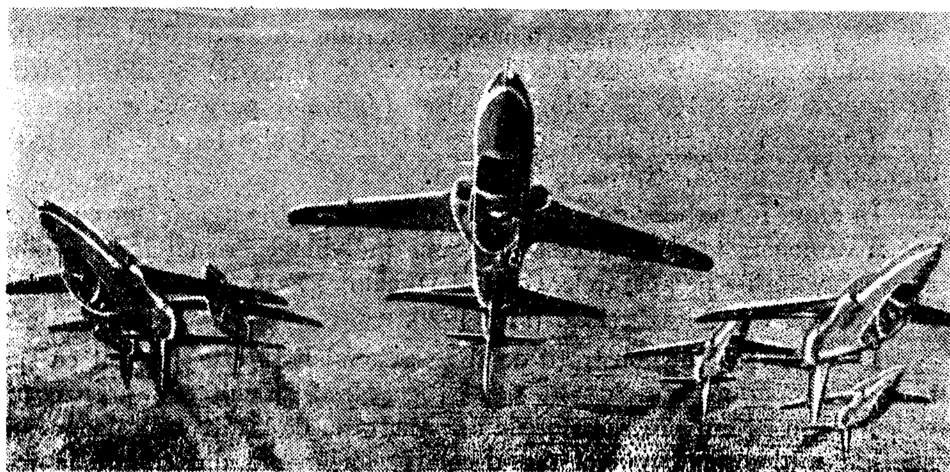


Fig. 12.76. Avioane British Aerospace Hawk din dotarea formației „Red Arrows".

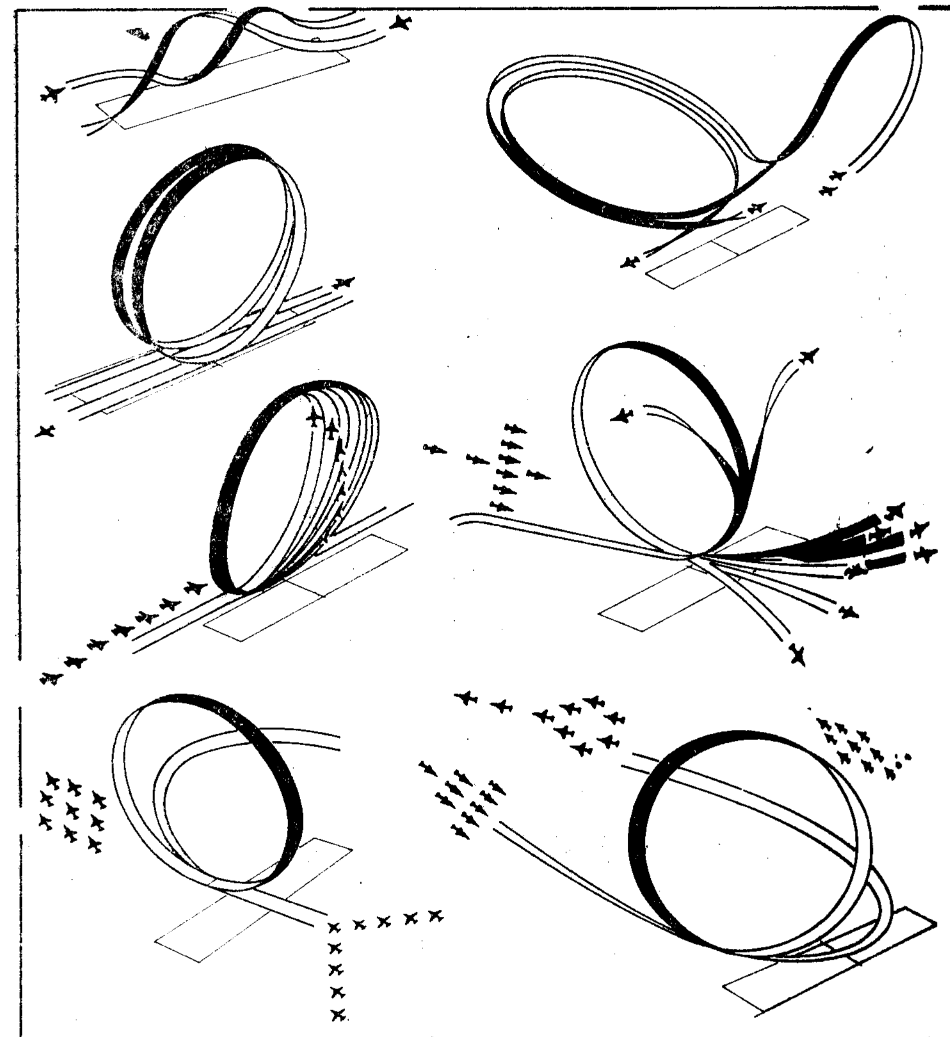


Fig. 12.77. Programe de acrobație în grup ale formației „Red Arrows".

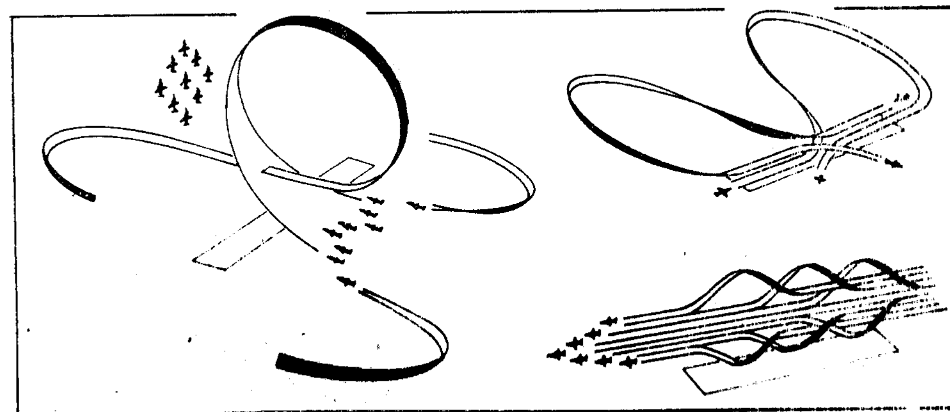


Fig. 12.78. Programe de acrobație în grup de mare dificultate ale formației „Red Arrows".

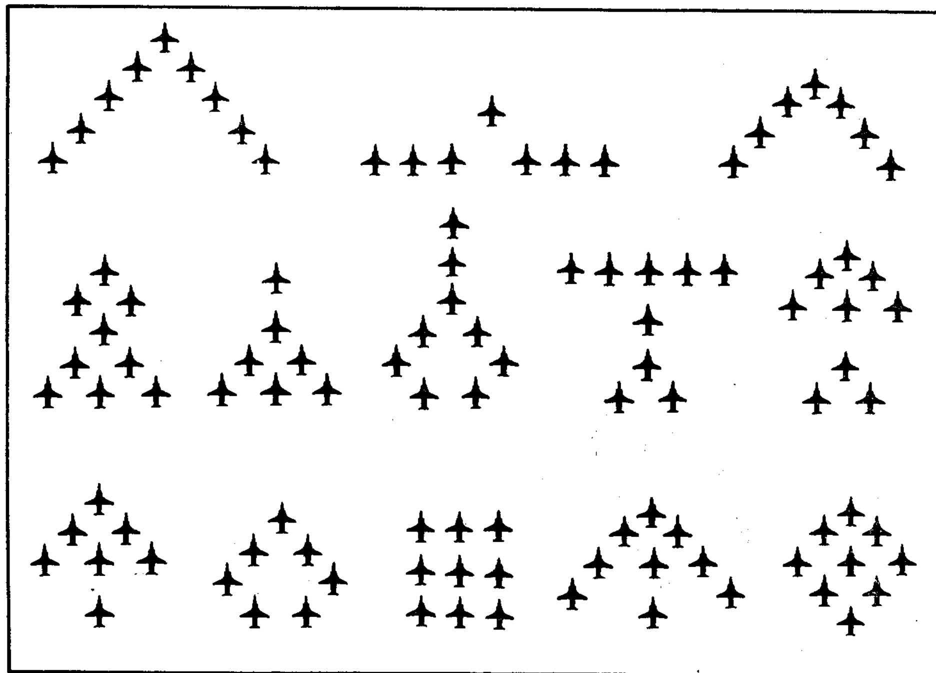


Fig. 12.79. Diverse configurații de zbor ale avioanelor din formația „Red Arrows".

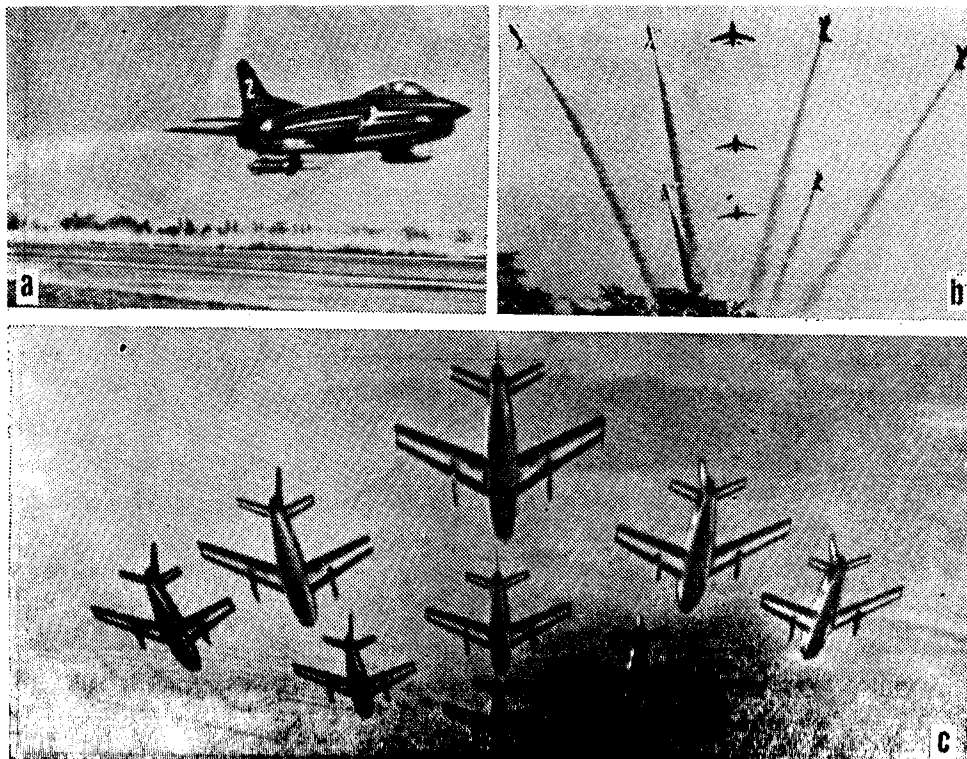


Fig. 12.80. Avioane Fiat G-91 din dotare formației „Frecce Tricolori" — Italia.

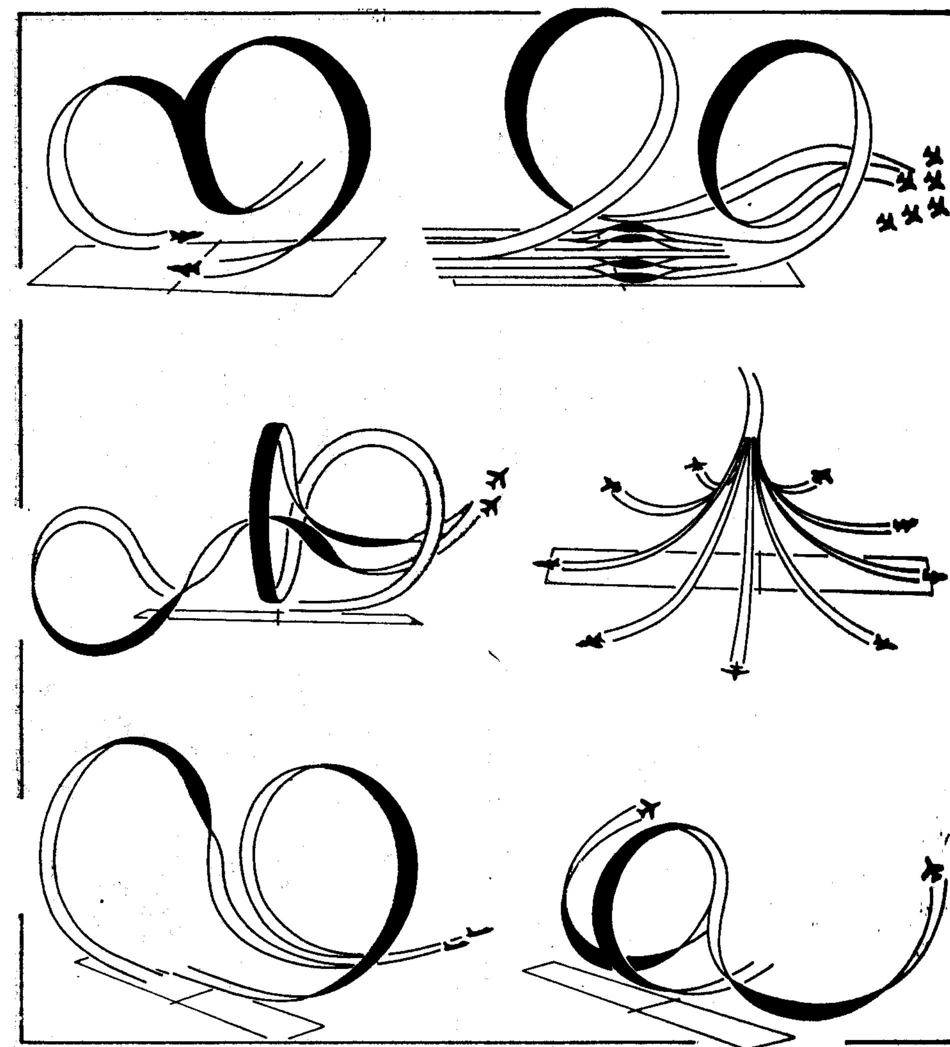


Fig. 12.81. Programe de acrobație în grup ale formației „Frecce Tricolori" cu **avioane** Fiat G-91.

la joasă înălțime, virajul strîns la factor de sarcină ridicat (+6) sînt cîteva dintre evoluțiile (fig. 12.84) care au reținut atenția a numeroși specialiști și pasionați ai zborului la ultimile ediții ale Salonului Aeronautic de la Paris.

Aparatele F-16 au fost prezentate la Paris de piloții de încercare Neil Anderson, director la firma General Dynamics cu problemele de testare și D. Palmer pilot șef de încercare la aceeași firmă. De la zborul cu prototipul avionului YF-16 în anul 1974, N. Anderson a efectuat peste 200 de zboruri demonstrative cu F-16 în peste 10 țări.

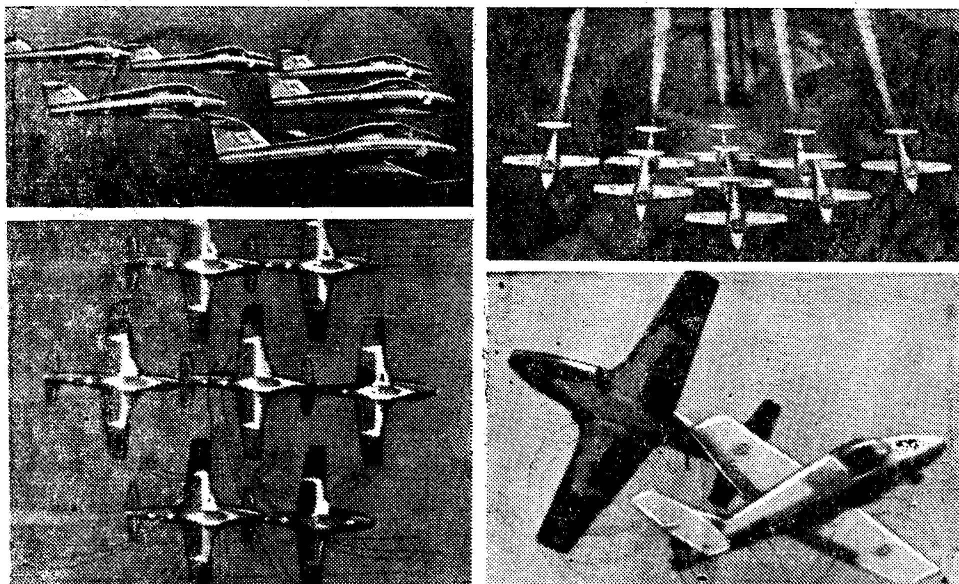


Fig. 12.82. Avioane CT-114 Tutor din dotarea formației „Snowbirds" — Canada.

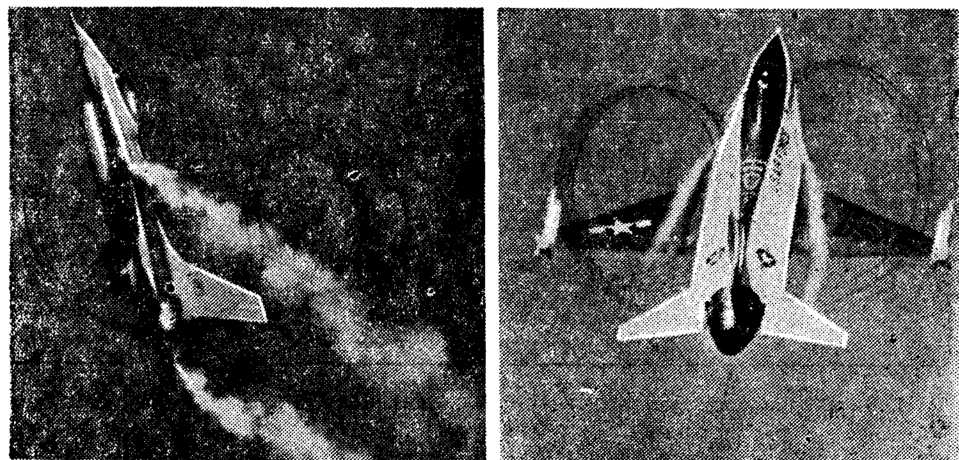


Fig. 12.83. Avionul F-16 în cursul unor demonstrații de acrobație individuală.

Palmaresul acestui pilot de încercare este deosebit: peste 150 de tipuri de avioane încercate, 8 400 ore de zbor.

Cu prilejul „Bicentenarului Americii", în anul 1976, au fost organizate o serie de demonstrații și mitinguri aviatice. Cîteva aparate Mc Donnell Douglas F-4J Phantom II, cu desene speciale simbolizînd drapelul S.U.A., efectuează o serie de demonstrații în grup, iar aparatul TF-15 Eagle traversează

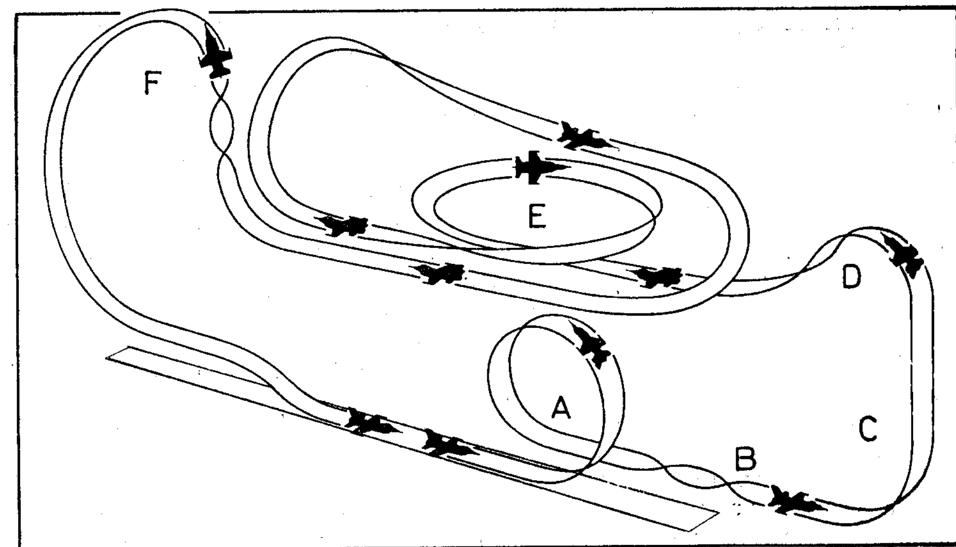


Fig. 12.84. Program de acrobație individuală cu avionul F-16 în cadrul unor demonstrații de la Salonul Aeronautic de la Paris:

A — luping din decolare; *B* — tonou la joasă înălțime; C — urcare la verticală cu viteză redusă; *D* — imelman, *E* — viraje la factor de sarcină ridicat (+6); *F* — tonou la verticală.

Oceanul Atlantic, executînd o realimentare în zbor, și ajunge în Europa, unde execută un important turneu de demonstrații individuale. La Paris, programul este repetat în anul 1977, puternicul bireactor reținînd atenția publicului cu impetuoase manevre (fig. 12.85).

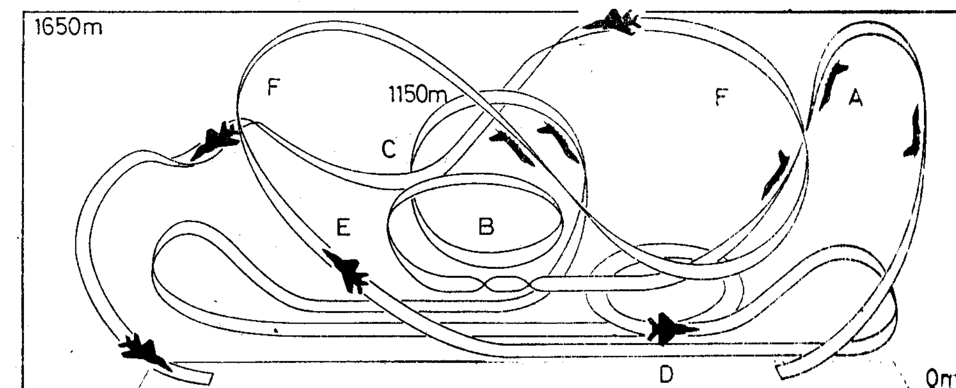


Fig. 12.85. Program de acrobație individuală cu avionul TF-15 în cadrul unor demonstrații din Europa:

A — urcare la verticală din decolare cu imelman combinat în picaj; *B* — viraje la factor de sarcină ridicat (+6) *C* — luping; *D* — trecere la joasă înălțime; *E* — urcare; *F* — opt cuban.

Alături de puternicele supersonice, minijeturile vin să completeze gama aparatelor de antrenament, noua generație de aparate preocupînd specialiști din Franța, Italia, S.U.A. Dintre realizări, se menționează aparatul BD-5J, construit de americanul Jim Bede. Extrem de mic, corect motorizat, acest aparat demonstrează maniabilitatea și siguranța microjeturilor. BD-5J este de fapt varianta cu motor reactiv a aparatului BD-5, echipat cu un motor clasic cu elice propulsivă. Aparatul este produs în variantele: BD-5A Micro cu motor de 32 CP (23,84 kW), BD-5A cu motor de 70 CP (52,12 kW) și BD-5B cu motor de 28 CP (20,86 kW). BD-5J (JET) este în dotarea formației de acrobație „Sonic Acrojets" și a altor cîteva formații de acrobați amatori din S.U.A., participarea acestora la diverse mitinguri în S.U.A. și Europa fiind marcată prin spectaculoase evoluții (fig. 12.86).

Alături de avioanele cu reacție, pe ușoare avioane clasice, în lume, evoluează mai multe formații de acrobație echipate cu aparate de tip Pitts S2A, un biplan de excepție, care de cca 35 de ani se menține pe cerul mitingurilor aeriene. Dezvoltat pe baza avionului Pitts Special, Pitts S2A este avionul biplan care a intrat în dotarea mai multor formații de acrobație, devenite celebre prin programele prezentate publicului din numeroase țări. Astfel formațiile „Rothmans" — Anglia, „Royal Falcons" — Iordania, „Eagle-II"— S.U.A. concurează, la o scară mai accesibilă oamenilor, cu evoluțiile bolizilor cu motoare reactive. Spațiul necesar pentru desfășurarea evoluțiilor (fig. 12.87) fiind mai restrîns, permite organizarea de demonstrații și în terenuri cu obstacole, publicul putînd privi „de aproape" evoluțiile acrobaților aerieni. În formații de 3—5 aparate, individual sau în celulă, biplanele trasează pe cer grațioase bucle paralele, divergente sau convergente, precizia evoluțiilor nefiind cu nimic mai prejos de cea a rapidelor avioane cu reacție.

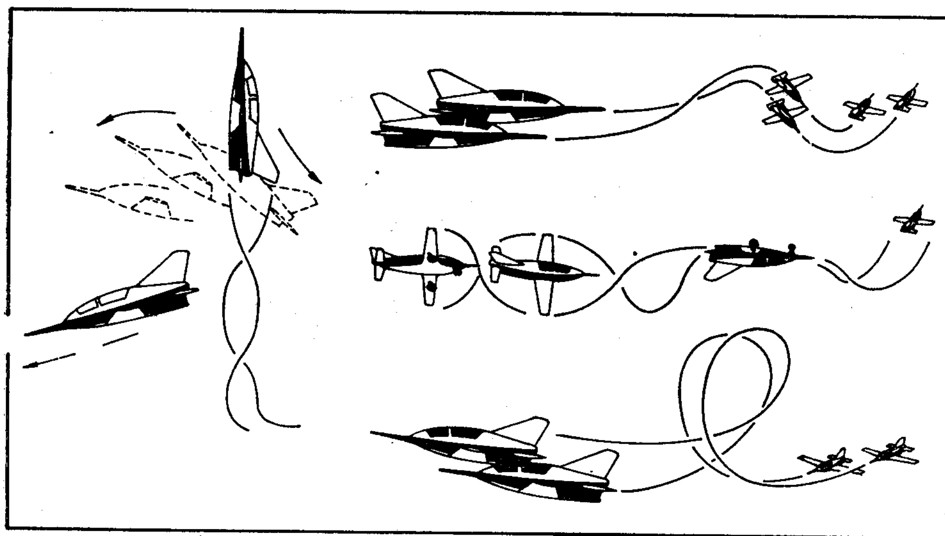


Fig. 12.86. Programe de demonstrație ale avioanelor minijet BD-5J din formația „Sonic Acrojets".

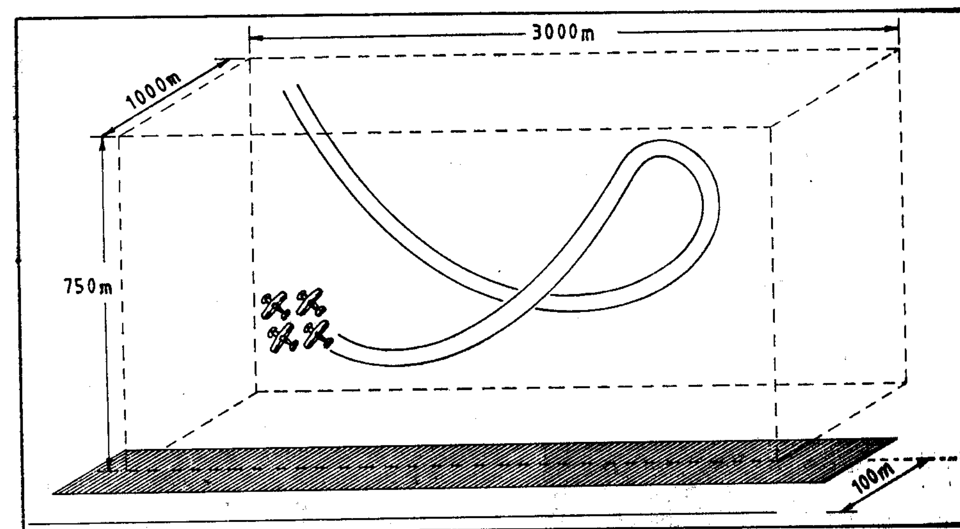


Fig. 12.87. Spațiul de demonstrație pentru formațiile de acrobație dotate cu avioane Pitts Special.

Formația „Rothmans", înființată în anul 1970, evoluează pe aparate Aerotek Pitts S2A (fig. 12.88) la numeroase mitinguri în Anglia și peste hotare.

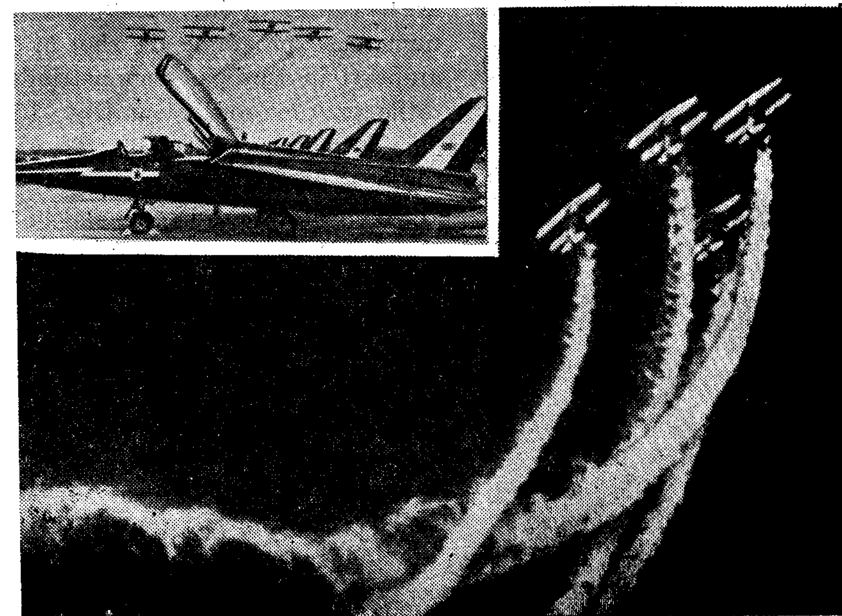


Fig. 12.88. Avioane Pitts Special S2A din dotarea formației „Rothmans" — Anglia.

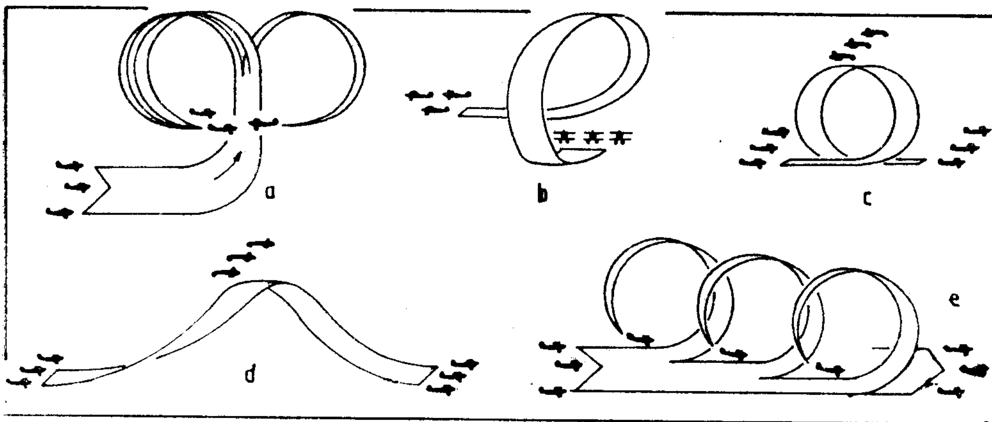


Fig. 12.89. Programe de demonstrație ale avioanelor Pitts Special S2A din dotarea formației „Royal Falcons" — Iordania.

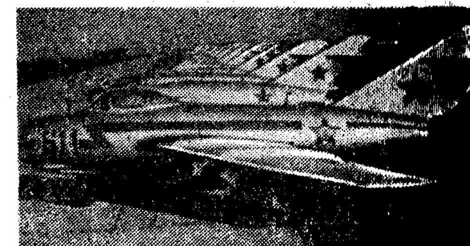
„Royal Falcons" — Iordania este formația de acrobație a Royal Jordanian Air Academy din Amman. Compusă din trei aparate de tip Pitts S2A, această formație (fig. 12.89) efectuează numeroase programe de zbor în țările arabe și în Europa, demonstrînd calitățile piloților iordanieni (fig. 12.89).

Formația „Eagle II" (fig. 12.90), compusă din trei aparate Christen Eagle II, evoluează în S.U.A. sub comanda fostului campion mondial H. Charlie, pilotul de încercare al firmei Christen. Această firmă produce o variantă a aparatului biplan Pitts S2A în piese componente, aparatul putînd fi montat și de constructorii amatori.

Aparatul Pitts S2A mai este folosit și în echiparea altor formații din Canada („Carling"), Japonia, Australia.

Fig. 12.90. Avioane Christen Eagle din dotarea formației „Eagle II".

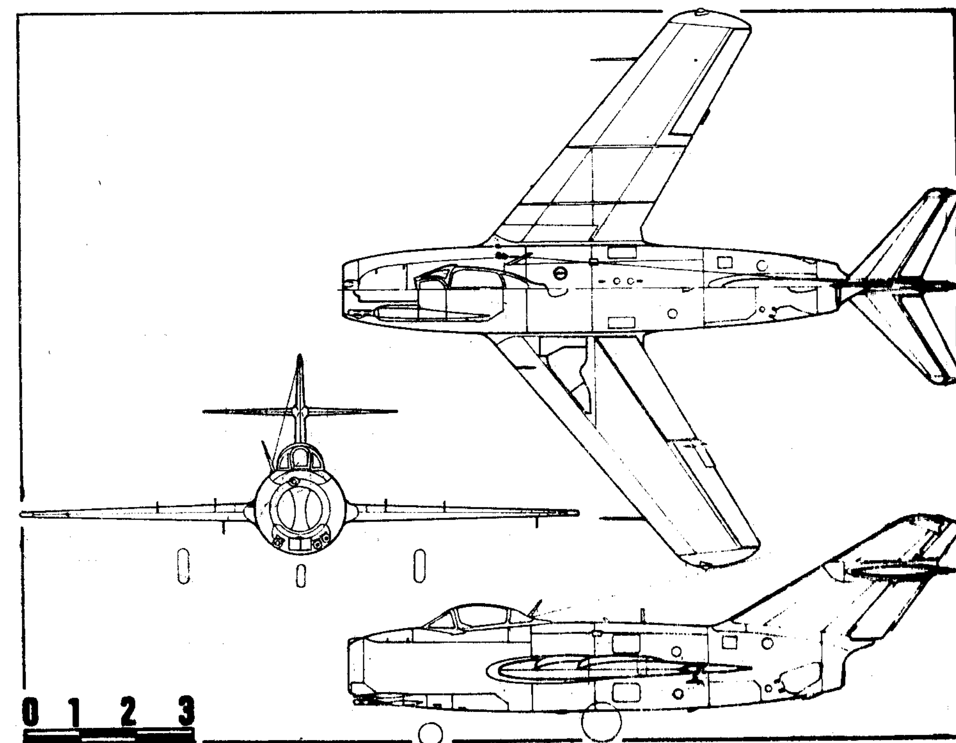
MiG-15
U.R.S.S.

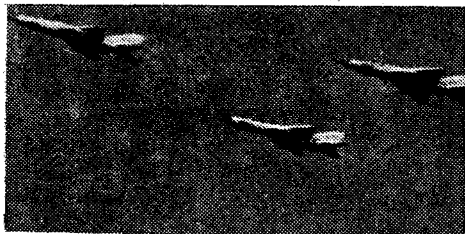


Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa mediană. Anvergură: 10,04 m (11,26 m); lungime: 10,08 m (9,63 m); înălțime: 3,4 m (3,4 m); suprafață portantă: 20,6 m (22,6m²); masă gol: 3392 kg (3800k g); masă maximă: 4806 kg; (5000—6050 kg); viteză maximă: 1050 km/h (1085 km/h); viteză minimă: 160 km/h (178 km/h) viteză ascensională: 60 m/s (70 m/s); plafon: 15 200 m (15 600 m); distanță de zbor: 1420 km (1300—1700 km

Construit într-o concepție originală, avionul MiG-15 a fost întîlnit la numeroase concursuri de acrobație în Uniunea Sovietică, organizate de D.O.O.S.A.F.

Aparatul este produs în variante de simplă și dublă comandă. Instalația de forță este asigurată de un motor RD-45 de 1×2270 kgf (22,24 kN) la MiG-15 și de un motor VK-1 de 1×2700 kgf (26,45 kN) la aparatele MiG-17, direct derivate din MiG-15. Aparatele MiG-17, la rîndul lor, au intrat în dotarea a numeroase formații de demonstrație din țările socialiste.







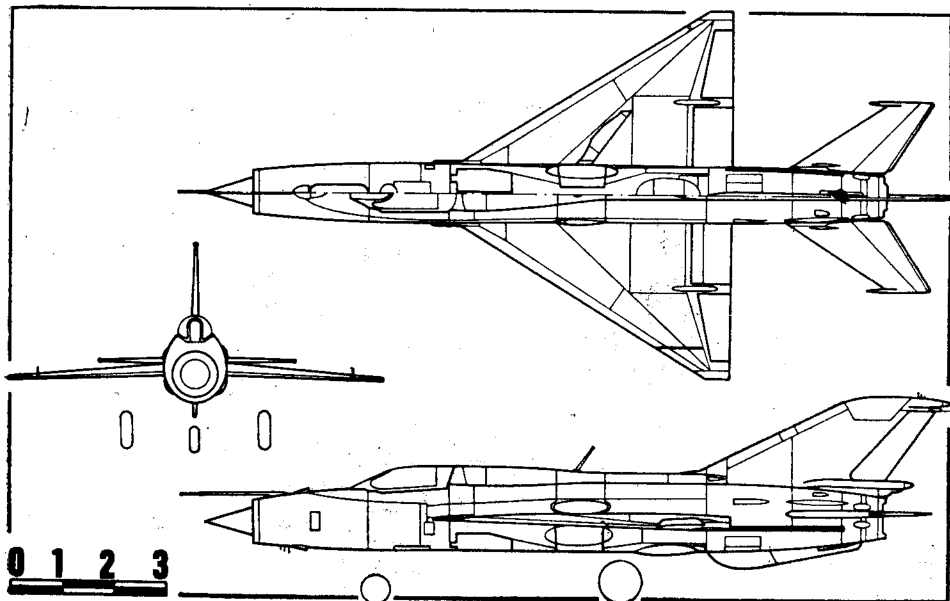
Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripă delta mediană. Anvergură: 7,15 m; lungime totală: 15,76 m; înălțime: 4,5 m; suprafață portantă: 23 m²; masă gol: 6000 kg; masă maximă: 7500—9800 kg; viteză maximă: 2230 km/h: viteză minimă: 280 km/h; viteză minimă în evoluție: 400 km/h; viteză ascensională: 152 m/s; plafon: 18 000—20 000 m; distanță de zbor: 1000—2000 km.

MiG-21

U.R.S.S.

Ca și MiG-15, avioanele MiG-21, rapide, elegante și puternice, sînt prezente la mitingurile aviatice din Uniunea Sovietică, România, Polonia, Cehoslovacia, completînd spectacolul aerian cu „numere surpriză". Apariția lor neprevăzută, în „bubuit de tunet", deasupra terenului de demonstrație, precum și revenirea, sînt așteptate cu interes de către spectatori. În zbor orizontal sau la verticală, formațiile se reunesc pentru a se „desface" în curbe fumigene.

Construit, începînd cu anul 1956, aparatul evoluează și azi, fiind produs în numeroase variante. Instalația de forță este asigurată de un motor R-11 (RD-13-300) de cca 5—6600 kgf (64,67 kN).

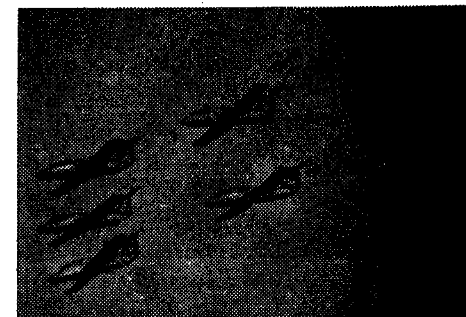


AERO L.29 DELFIN

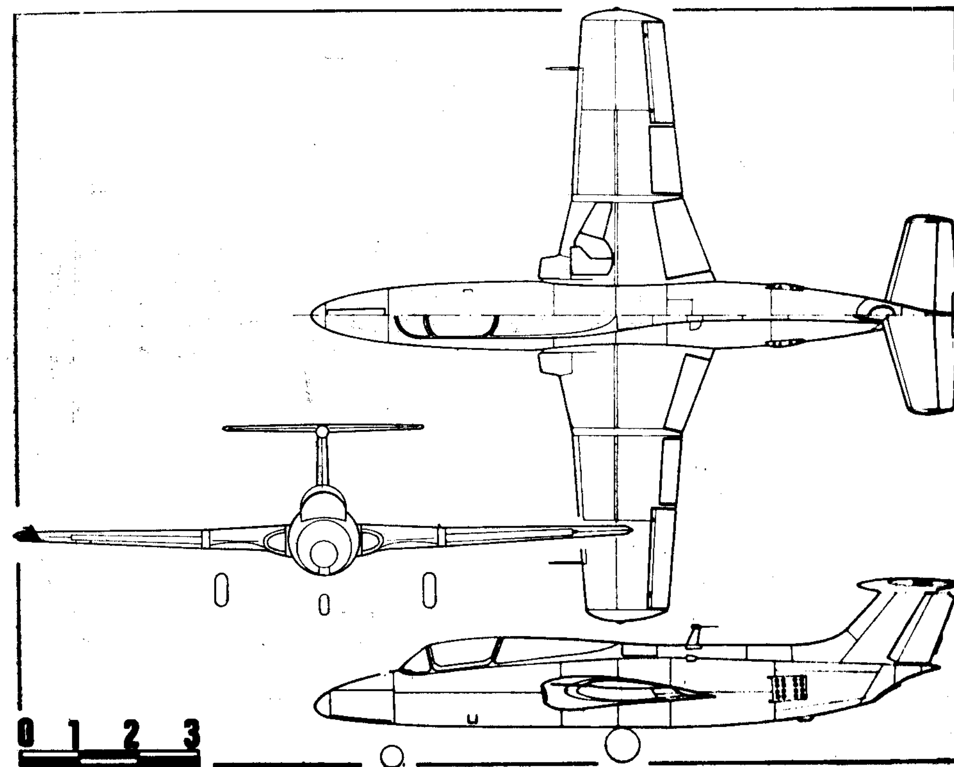
CEHOSLOVACIA

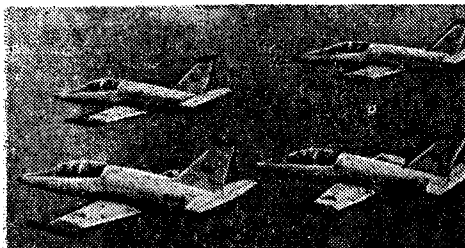
După cel de-al II-lea Război Mondial în Cehoslovacia sînt construite două tipuri de avioane cu reacție: Messerschmitt Me-262 și MiG-15, aceste realizări participînd la consolidarea experienței proiectanților și constructorilor, care vor produce și primele avioane cu reacție de concepție proprie: Aero L-29 și L39.

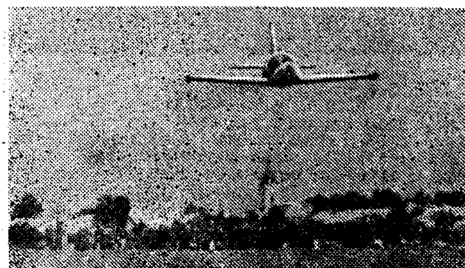
Aero L-29 Delfin a efectuat primul zbor la 5 aprilie 1959. Produs în mare serie, cca 3000 exemplare, avionul a fost ales ca aparat de bază pentru antrenamentul piloților din Uniunea Soviectică, fiind însă utilizat și în alte țări. Avionul a fost produs și într-o variantă monoloc, specială pentru demonstrație. Instalația de forță este asigurată de un motor M-701 de 890 kgf (8,72 kN).



Avion biloc, monomotor, monoplan cu aripa mediană Anvergură: 10,29 m; lungime: 10,81 m; suprafață portantă: 19,85 m²; masă gol: 2364 kg; masă maximă: 3320—3600 kg; viteză maximă: 680 km/h; viteză de croazieră: 545 km/h; viteză ascensională: 14—17,3 m/s; plafon: 11 000 m; distanță de zbor: 890 km.



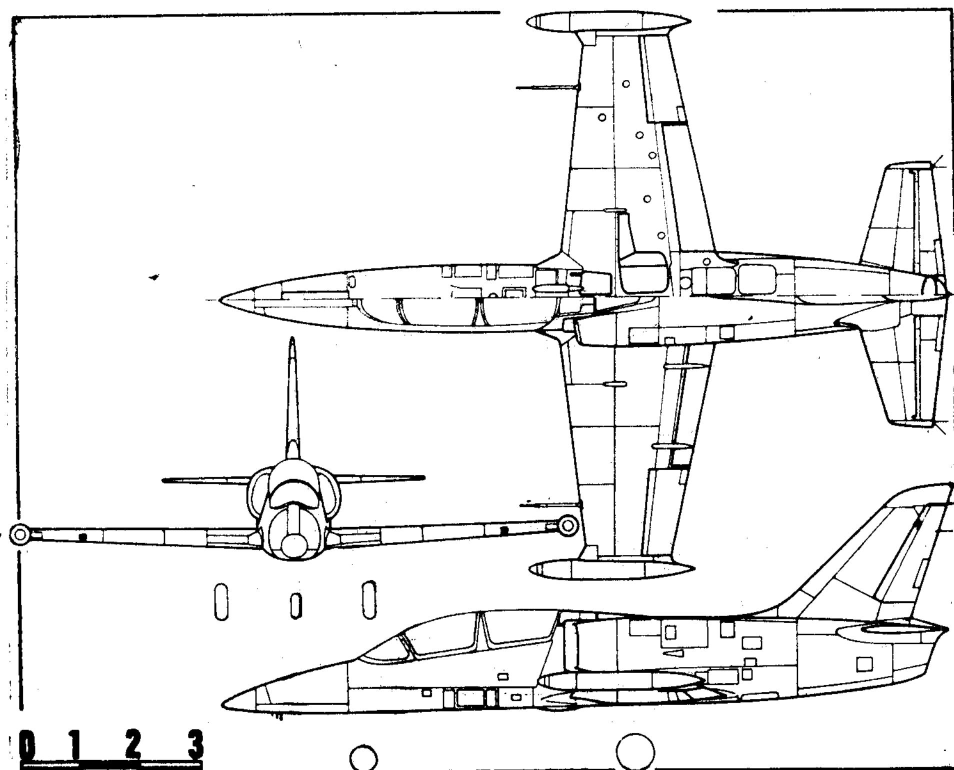




AERO L-39 ALBATROS
CEHOSLOVACIA

Într-o configurație deosebită de L-29, L-39 Albatros efectuează primul zbor la 4 noiembrie 1968. Producția de serie este începută în anul 1971, L-39 înlocuind aparatele Delfin din dotarea unităților de formare a piloților. Aparatul poate fi întîlnit la numeroase demonstrații cu caracter sportiv în U.R.S.S. și la numeroase mitinguri, concurînd, în evoluții, cu alte prestigioase aparate (Gnat, Hawk, Fouga, SAAB). Configurația și vitezele medii de evoluție permit un program de acrobație complex, aparatele demonstrînd o maniabilitate foarte bună. Instalația de forță este asigurată de un motor AI 25W de 1500 kgf (14,7 kN).

Avion biloc, monomotor: monoplan cu aripa jos. Anvergură: 9,11 m; lungime: 12,11 m; suprafață portantă: 18,8 m²; masă gol: 2850 kg; masă maximă: 3800 kg; viteză maximă: 730 km/h; viteză ascensională: 19 m/s; plafon: 11 350 m; distanță de zbor: 1500 km.

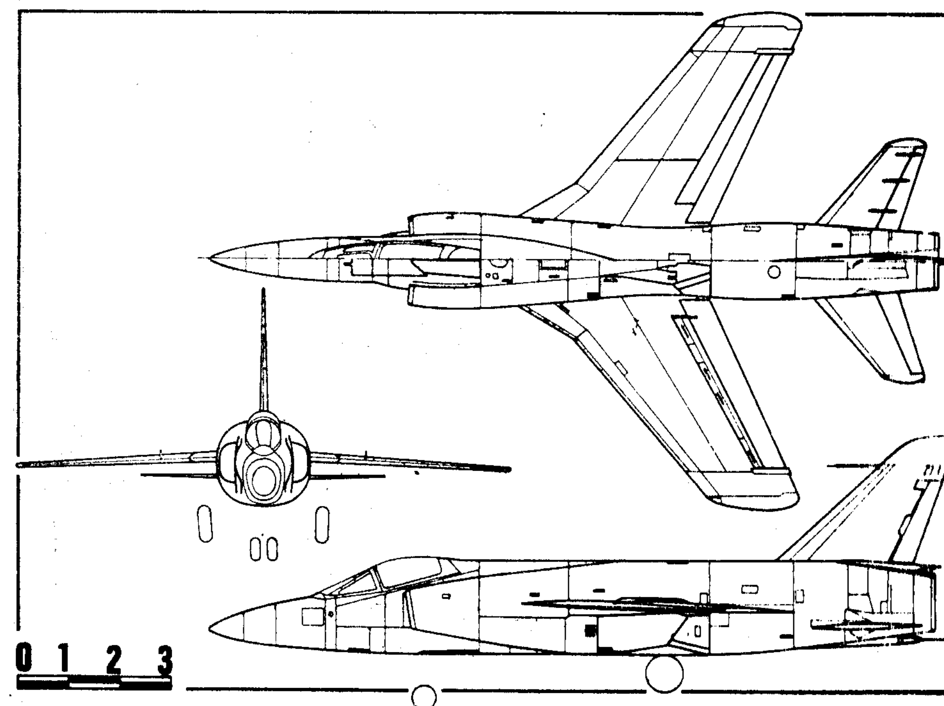


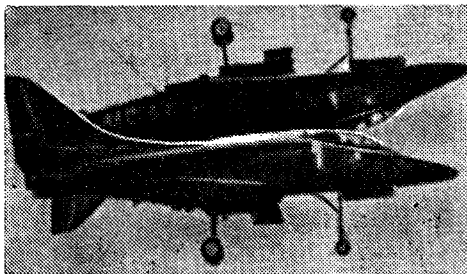
GRUMMAN F-11F-1 SUPER TIGER
S.U.A.

Aparatele Grumman F-11F-1 Super Tiger au făcut o frumoasă carieră în formația „Blue Angels", suplele supersonice demonstrînd precizie și eleganță la zborul în formație cu prilejul a numeroase mitinguri și zboruri demonstrative. Aripă lîngă aripă, etajate, eșalonate lateral, în oglindă sau formație de fir, aceste avioane au la activ un număr impresionant de demonstrații. Aparatele Super Tiger au fost utilizate de formația „Blue Angels" din anul 1958 și pînă la apariția celebrelor Mc Donnell Douglas A-4 Skyhawk, în anii '60. Prototipul aparatului de bază F-11F-1 Tiger a efectuat primul zbor la 30 iulie 1954 și a fost produs în mare serie. Instalația de forță este asigurată de un motor Wright J-65 W6 de 3540 kgf, 5000 kgf cu postcombustie (34,68 kN/48,99 kN).



Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa mediană; Anvergură: 9,64 m; lungime: 13,56 m; înălțime: 3,87 m; masă maximă: 8400 kg; viteză maximă: 1430 km/h; viteză ascensională: 71 m/s; plafon 16 500 m; distanță de zbor: 840 km.





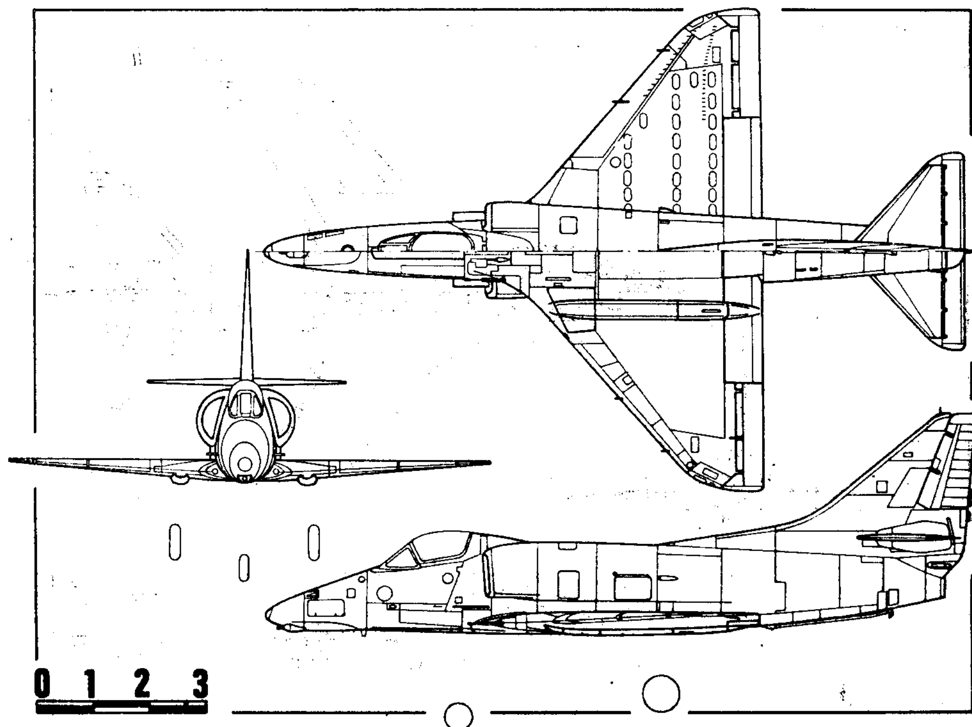


McDONNELL DOUGLAS A-4 SKYHAW

S.U.A.

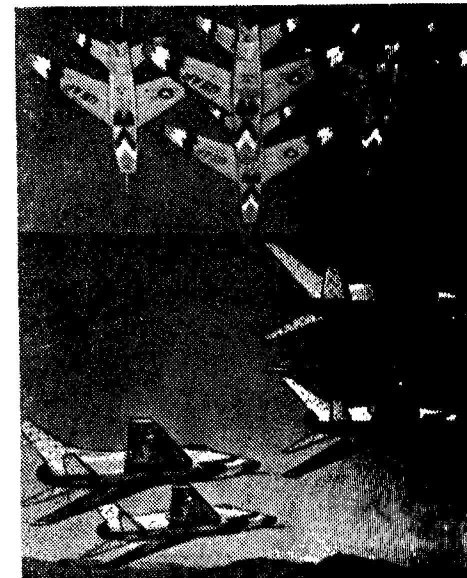
Produs în mare serie, cca 3000 exemplare, aparatul rezistă în exploatare peste 30 ani, calitățile sale determinînd numeroase remotorizări pe aceeași structură de bază.
Colorate în albastru regal, cu desenul auriu, culorile tradiționale ale formației, aparatele devin celebre, atît prin calitatea evoluțiilor, cît și prin amploarea turneelor internaționale la care au participat.
Cele șase aparate ale formației „Blue Angels" au păstrat „linia de zbor" din anul 1965 pînă în anul 1980.

Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Motor Pratt & Whitney J-52 P-408A de 5443 kgf 49,80 kN). Anvergură: 8,38 m; lungime: 12,58 m; înălțime: 4,57 m; suprafață portantă: 24,15 m²; masa gol: 4540 kg; masă maximă: 6713—11 105 kg; viteză maximă: 1080 km/h; viteză ascensională: 28—42 m/s; plafon: 14 900 m; distanță de zbor: 2860 km.



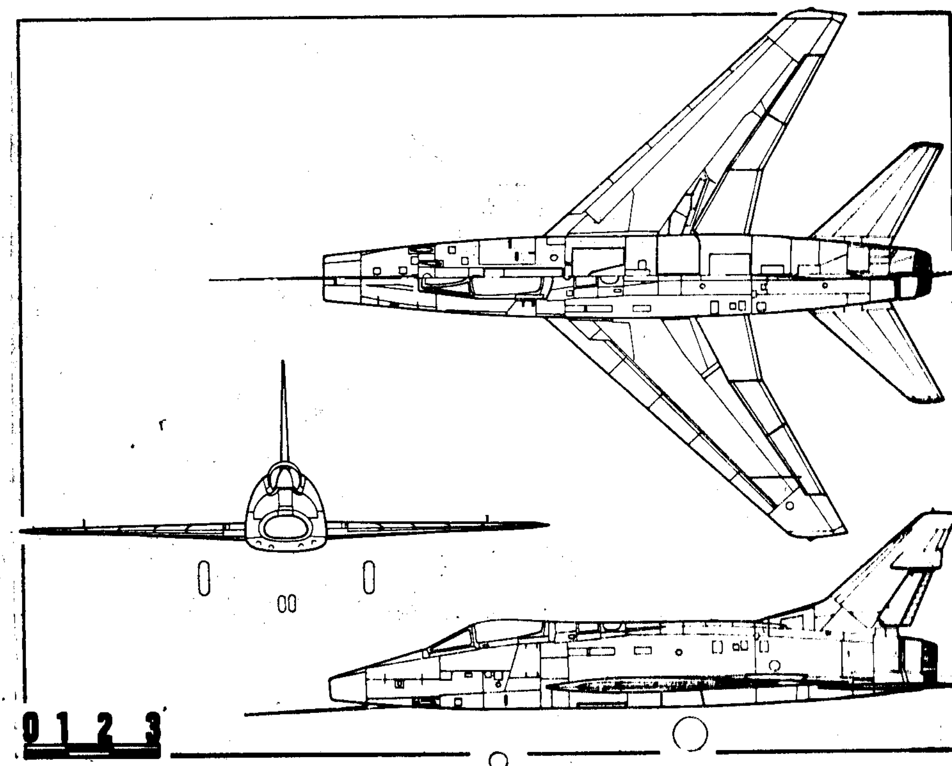
NORTH AMERICAN F-100 D SUPER SABRE

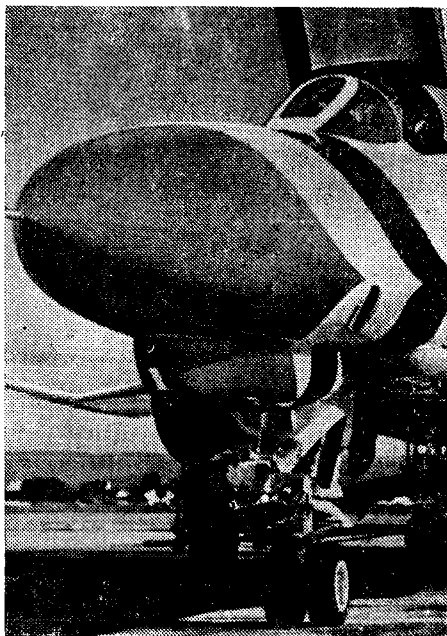
S.U.A.



North American F-100D, al cărui prototip YF-100 a efectuat primul zbor la 25 mai 1953, a obținut o bună faimă și prin existența celor opt aparate din formația „Thunderbirds". Cu prilejul celui de-al 26-lea Salon Aeronautic de la Paris — iunie 1965, formația „Thunderbirds", pe avioane F-100D, se întîlnește cu alte șase formații de acrobație pe avioane cu reacție: „Patrouille de France" — Franța, pe avioane Fouga Magister, „Blue Angels" — S.U.A., pe avioane F-11F 1 Super Tiger, „Acro Delta" — Suedia, pe avioane SAAB J-35A Draken, „Frecce Tricolori" — Italia, pe avioane Fiat G-91, „Red Arrows" — Anglia, pe avioane Gnat, „Firebirds" — Anglia, pe avioane Lightning. Demonstrațiile tuturor formațiilor sînt impecabile, dar formația „Thunderbirds" se plasează net în fața celorlalte.

Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Motor Pratt & Whitney J 57 P-21A de 7690 kgf (75,37 kN) tracțiune, cu postcombustie. Anvergură: 11,81 m; lungime: 15,09 m; înălțime: 4,93 m; suprafață portantă: 15,09 m²; masă gol: 9525 kg; masă maximă: 15800 kg; viteză maximă: 1420 km/h; viteză ascensională: 83,5 m/s; plafon: 11 000 m; distanță de zbor: 2390 km.



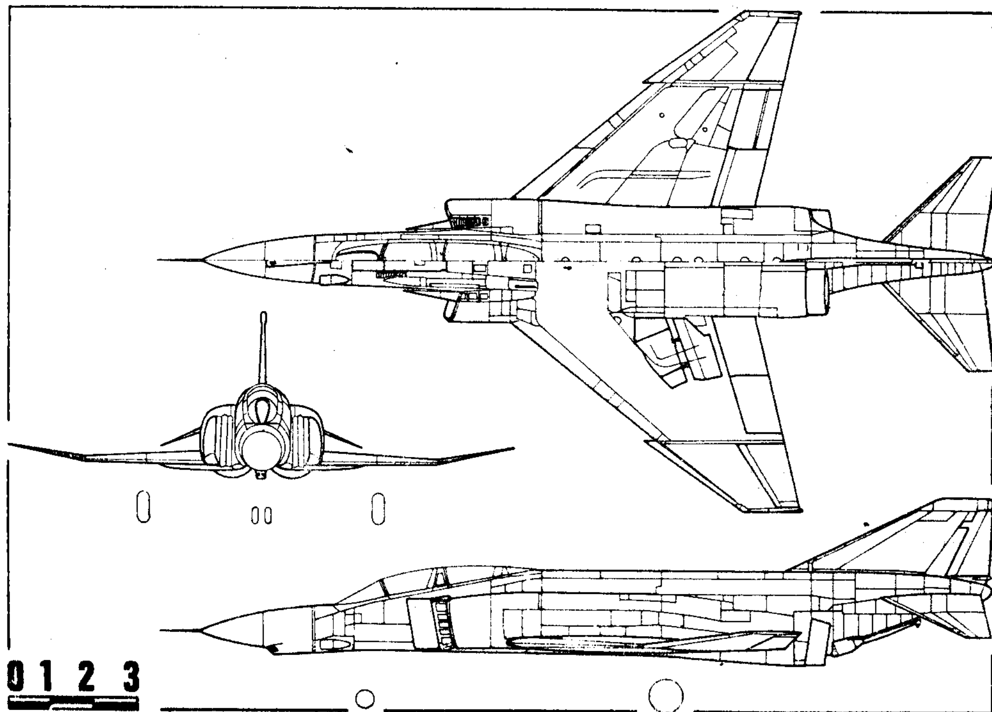


McDONNELL DOUGLAS F-4E PHANTOM II

S.U.A.

Mc Donnell Douglas F-4E Phantom II este aparatul utilizat de formația „Thunderbirds", după ce aceasta a hotărît înlocuirea aparatelor F-100 Super Sabre și F-105 Thunderbolt. Phantom II nu a avut o utilizare foarte lungă în formația „Thunderbirds" din cauza unui șir de accidente (ciocniri în aer, degajări sub limita de înălțime), piloții și organizatorii optînd pentru înlocuirea lui cu un avion mai ușor și mai maniabil. Este ales avionul de antrenament T-38 Talon, un ușor biloc; bimotor, o variantă a avionului de vînătoare ușor F-5

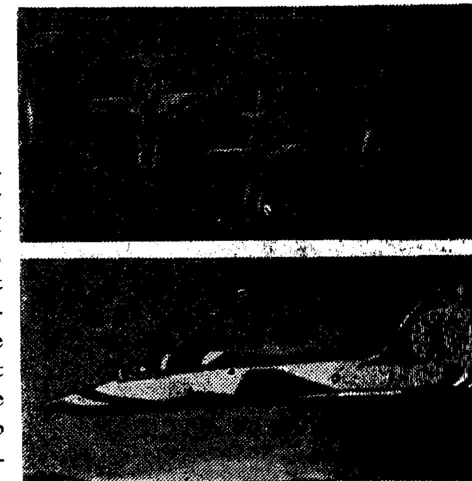
Avion biloc, bimotor, monoplan cu aripa jos. Anvergură: 11,68 m; lungime: 19,19 m; înălțime: 5,02 m; suprafață portantă: 49,24 m²; masă gol: 13 758 kg; masă maximă: 18 818—28 030 kg; viteză maximă: Mach 2; viteză de croazieră: 935 km/h; viteză de aterizare: 275—295 km/h; viteză ascensională: 142 m/s; plafon: 16 580 m; distanță de zbor: 3184 km.



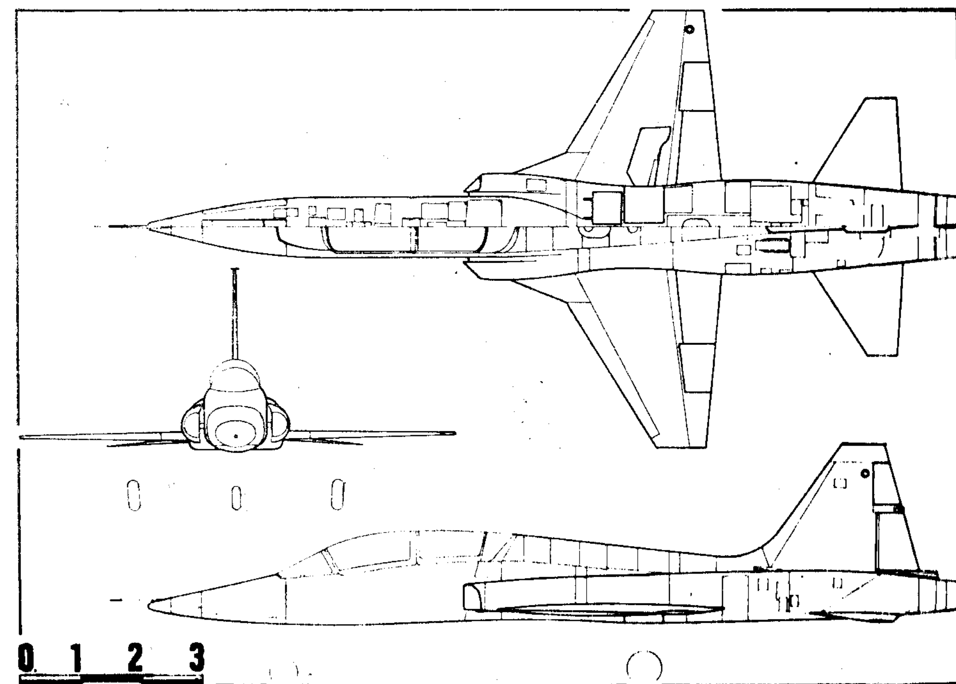
NORTHROP T-38A TALON

S.U.A.

Northrop T-38, avion cu un bun renume în siguranța și securitatea zborului, ușor și maniabil, a înlocuit puternicele aparate Phantom II aflate sub culorile formației „Thunderbirds", în anul 1974. Alegerea acestui aparat a fost făcută și din cauze financiare, costul întreținerii, carburanților și al echipelor de întreținere fiind mai mic, ceea ce era destul de important în condițiile crizei din anii respectivi. T-38 este primul avion de antrenament ce va servi sub culorile formației „Thunderbirds". Prima demonstrație a fost făcută la 21 iulie 1974, urmată de alte 35 pînă în 23 noiembrie (același an), piloții echipei ducînd o activitate foarte intensă de pregătire și demonstrație. Avioanele au fost exploatate pînă în anul 1982, cînd au fost înlocuite cu aparate F-16.



Avion biloc în tandem, bimotor, monoplan cu aripa jos. Instalația de forță: 2 × General Electric J 85 GE-5 de 2 × 1216 kgf (2 × 11,91 kN); 2 × 1748 kgf (2 × 17,12 kN) cu postcombustie. Anvergură: 7,7 m; lungime: 14,12 m; înălțime: 3,94 m; suprafață portantă: 15,79 m²; masă gol: 5262 kg; masă maximă; 8840 kg; viteză maximă: 1358 km/h; viteză de croazieră: 1000 km/h; viteză ascensională: 140 m/s; plafon: 12 250 m; distanță de zbor: 1760 km.



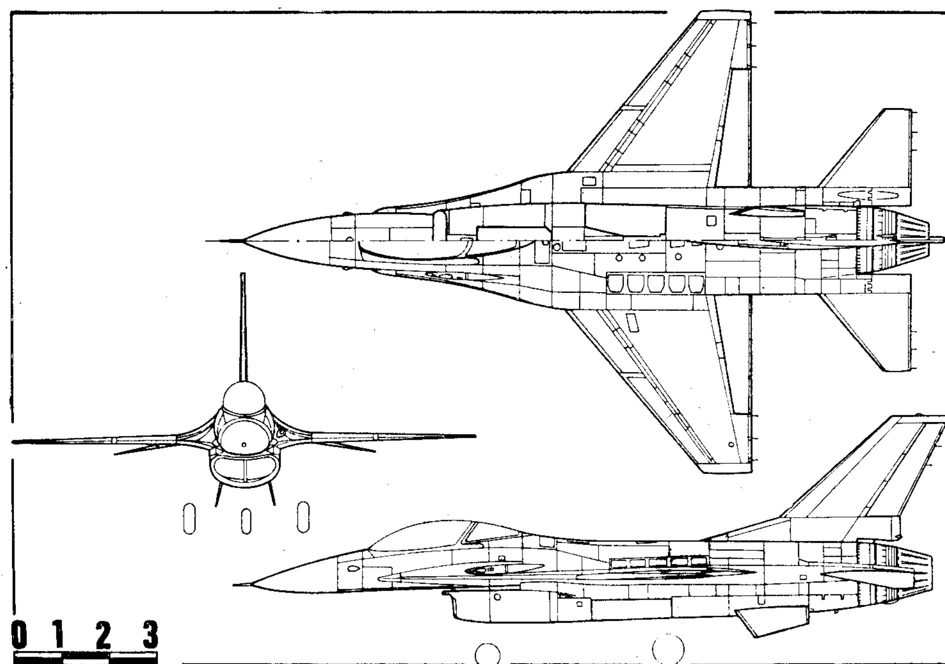
GENERAL DYNAMICS F-16 FIGHTING FALCON

S.U.A.



Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa mediană. Anvergură: 9,45 m; lungime: 15,09 m; înălțime: 5,09 m; suprafață portantă: 27,87 m²; masă gol: 7070 kg; masă maximă: 10 800 kg; viteză maximă: Mach 2; plafon: 15 000 m; distanță de zbor: 2000—3890 km.

Avionul F-16 se dovedește a fi o excelentă mașină, extrem de maniabilă, cu disponibilități deosebite la o serie de manevre de zbor extrem de complexe. La toate edițiile Salonului Aeronautic de la Paris din 1973 și pînă în prezent, Fighting Falcon F-16 prezintă deosebite programe individuale, demonstrînd evoluții cu totul spectaculoase: luping din decolare, urcare la verticală cu viteză mică, viraje la factor de sarcină ridicat (5—6). La 10 ani de la zborul prototipului, F-16 este introdus în unitatea 4600 „Demonstration Squadron", sub culorile formației „Thunderbirds". Cele opt avioane, dintre care unul de dublă comandă, și-au început programul demonstrațiilor în anul 1982. Instalația de forță a aparatelor este asigurată de motoare Pratt & Whitney F-100 PW-200 de 1× 11 348 kgf (111,2 kN).

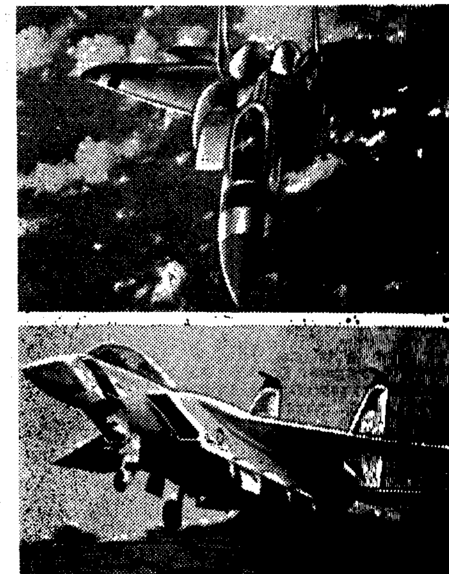


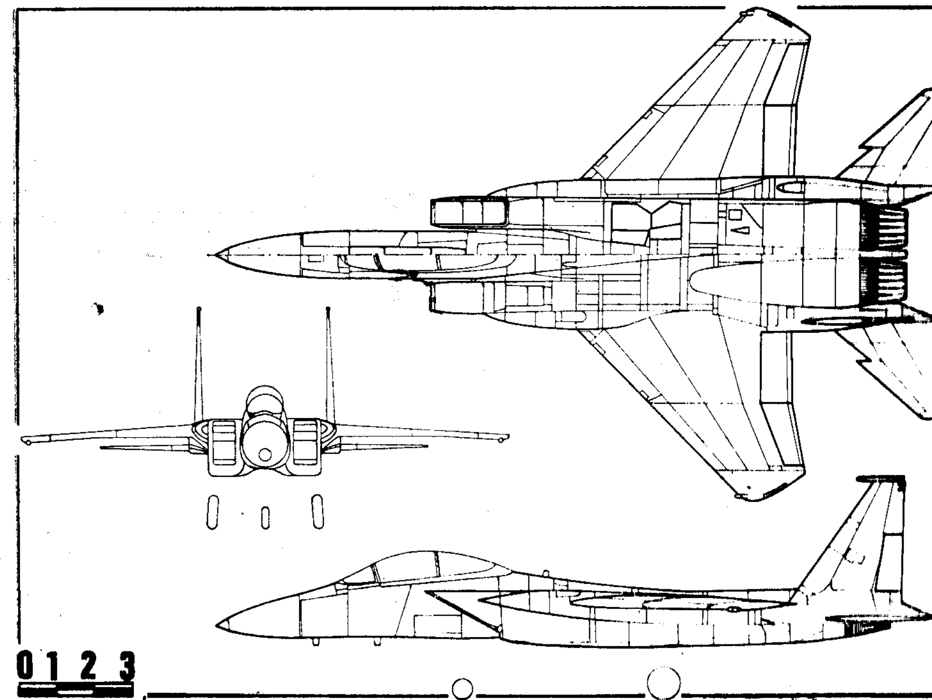
McDONNELL DOUGLAS TF-15 EAGLE

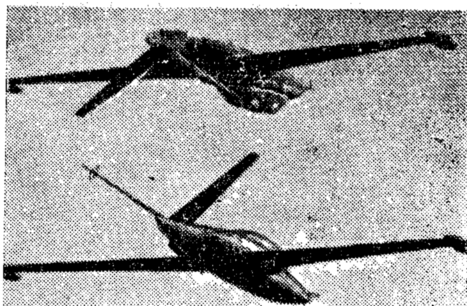
S.U.A.

Prototipul aparatului F-15 Eagle a efectuat primul zbor la 27 iulie 1972. Varianta TF-15, de dublă comandă, care a primit culorile „Bicentennial '76", a efectuat primul zbor la 7 iulie 1973. Propulsat de două puternice motoare reactoare de tip Pratt & Whitney F-100 PW-100 de 2× 11 400 kgf (2× 111,7 kN), TF-15 prezintă calități de zbor remarcabile, atît la joasă înălțime, cît și la mare înălțime. Prezentat și la Salonul Aeronautic de la Farnborought de pilotul șef al firmei Mc Donnell, Irving C. Burrows, Eagle accelerează de la decolare și urcă la verticală pînă la 3000 m, de unde începe un program acrobatic deosebit, alternînd manevre la mică și mare viteză, la factori de sarcină importanți, dintre care cinci viraje de 360° la un factor de sarcină de +6.

Avion biloc, bimotor, monoplan cu aripa sus. Anvergură: 13,05 m; lungime: 19,43 m; înălțimea: 5,63 m; suprafață portantă: 56,5 m²; masă maximă: 18 824—20 185 kg; viteză maximă: Mach 2,5; viteză de aterizare: 232 km/h; plafon: 20 000 m; plafon maxim: 30 500 m; distanță de zbor: 4630 km





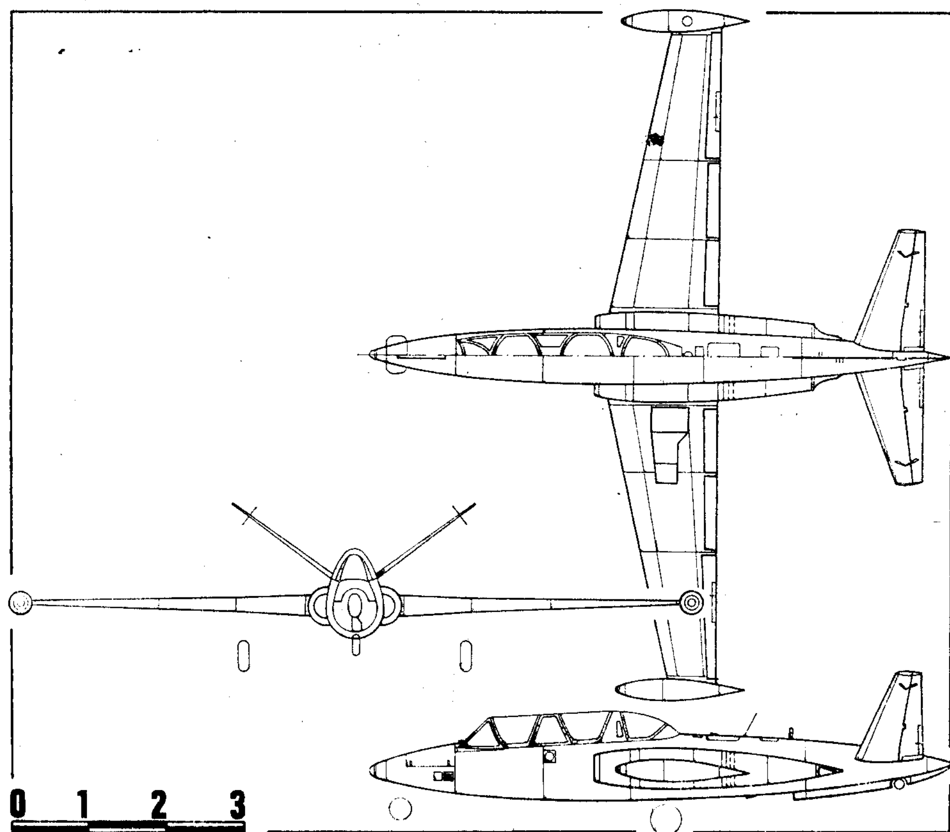


Avion biloc în tandem, bimotor, monoplan cu aripa mediană. Anvergură: 12,15 m; lungime: 10,06 m; înălțime: 2,80 m; suprafață portantă: 17,30 m²; masă gol: 2150 kg; masă maximă: 3200 kg; viteză maximă: 650km/h; viteză ascensională: 17 m/s; plafon: 11 000 m; distanță de zbor: 925 km.

AÉROSPATIALE (POTEZ / AIR FOUGA) CM-170 MAGISTER

FRANȚA

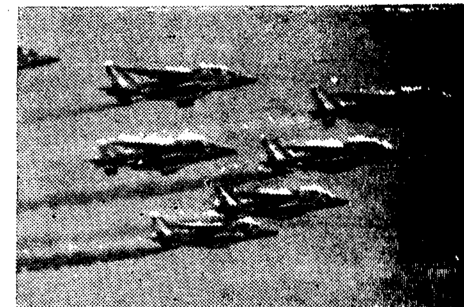
Din generația avioanelor de antrenament cu reacție, prototipul aparatului Magister execută primul zbor la 23 iulie 1952. Prevăzut cu o anvergură generoasă, ușor și maniabil, aparatul a intrat în dotarea școlilor de pilotaj din numeroase țări: Franța, R.F.G., Brazilia, Italia, Israel, Belgia... Urmînd exemplul formației Patrouille de France (P.A.F.), aceste țări organizează echipe reprezentative de acrobație în grup, dotate cu aparate Fouga Magister și Super Magister: „Esquadrilha da Fumaca" — Brazilia, „Rode Duivels" — Belgia și „Heyl Ha'Avir" — Israel. Avioanele sînt echipate cu două motoare Turboméca Marboré IIA de 2×400 kgf (3,91 kN).



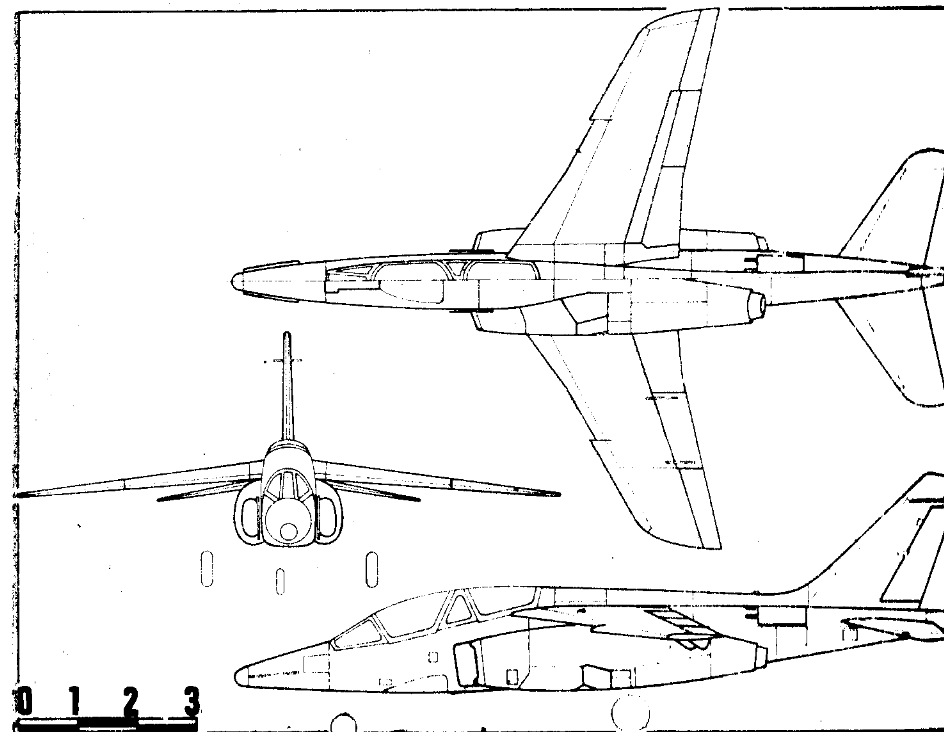
DASSAULT-BREGUET / DORNIER ALPHA JET

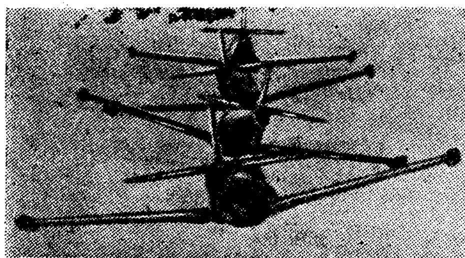
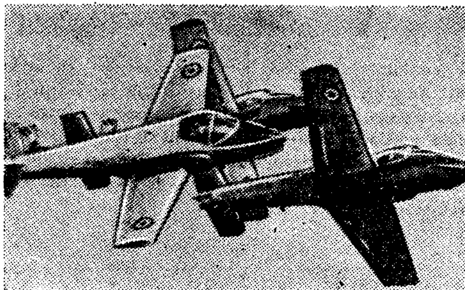
FRANȚA

Conceput ca avion de antrenament, Alpha Jet se află în dotarea a numeroase școli de pilotaj din Franța, R.F.G., Belgia, Togo, Niger, Maroc. Dovedind reale calități de acrobație, aparatul a fost ales pentru echiparea P.A.F., primele demonstrații cu noile avioane avînd loc în anul 1980. Alpha Jet, purtînd culorile tricolorului francez, a evoluat într-un program individual la Salonul Aeronautic de la Paris, în anul 1975, prefațînd viitoarea apariție oficială în P.A.F. Primul zbor al prototipului Alpha Jet a avut loc în 26 octombrie 1973, aparatul fiind realizat în colaborare între firma franceză Breguet și firma vestgermană Dornier. Instalația de forță este asigurată de două motoare SNECMA/Turboméca Larzac 04-C5 de 2×1350 kgf (13,24 kN).



Avion biloc în tandem, bimotor, monoplan cu aripa sus. Anvergură: 9,11 m; lungime: 12,29 m; înălțime: 4,19 m; suprafață portantă: 17,5 m²; masă gol: 3348 kg; masă maximă: 5000–7500 kg; viteză maximă: 1000 km/h; viteză de aterizare: 167 km/h; viteză ascensională: 57 m/s; plafon: 14 000 m; distanță de zbor: 2687 km; autonomie de zbor: 3,5 ore.

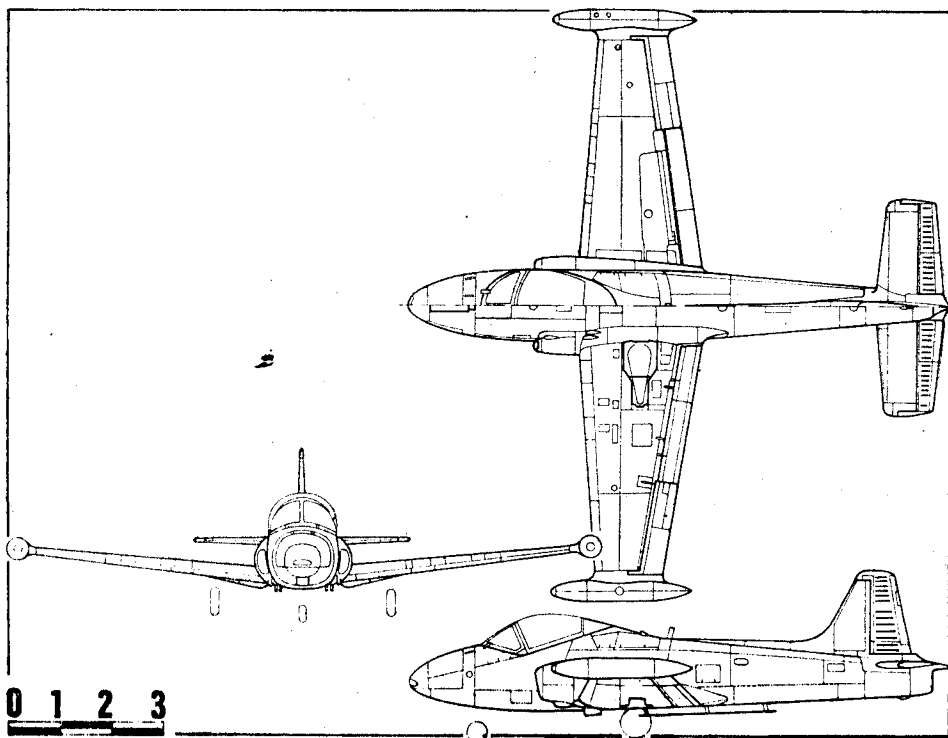


BRITISH AEROSPACE JET PROVOST T.5.
ANGLIA

Aparatele JET PROVOST T.5 au la bază proiectul BAC-145, produs la firma British Aircraft Corporation în mai multe variante. Modelul ales pentru dotarea formației „Red Pelicans" este varianta de antrenament. Instalația de forță a aparatului este asigurată de un motor Rolls Reoyce Viper Mk. 535 de 1547 kgf (15,15 kN). Jet Provost T.5 se află și în dotarea formației „Poachers", reprezentativa de acrobație în grup a Școlii RAF din Cranwell. Evoluînd pe cinci aparate, aceasta dublează activitatea formației „Red Pelicans" la numeroase mitinguri din Anglia, executînd și o serie de turnee în R.F.G., Belgia, Olanda și Norvegia.

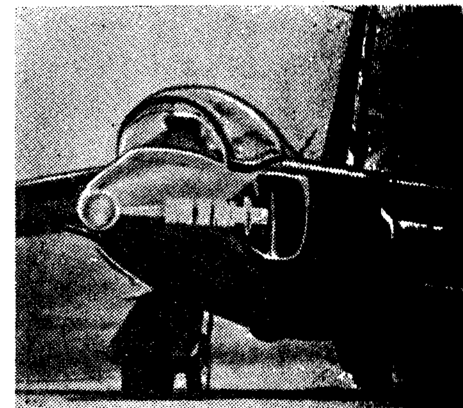
Avion biloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Anvergură: 10,77 m; lungime: 10,35 m; suprafață portantă: 19,8 m²; masă gol: 2810 kg; masă maximă: 4000—5216 kg; viteză maximă: 760 km/h; viteză ascensională: 87,5 m/s; plafon: 6100 m; distanță de zbor: 2224 km.

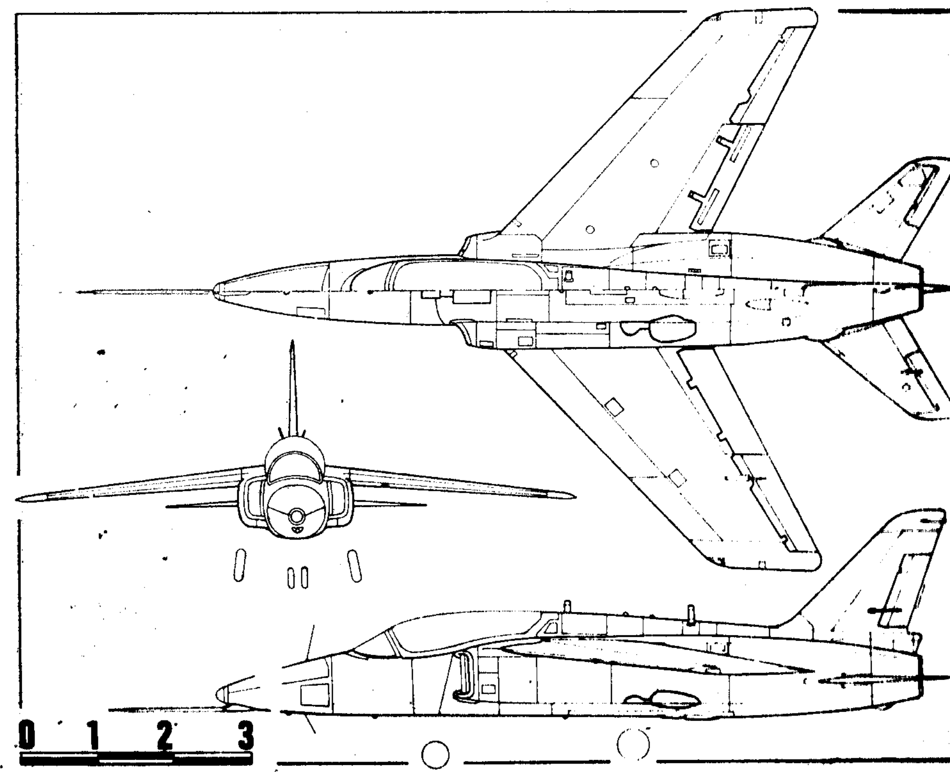


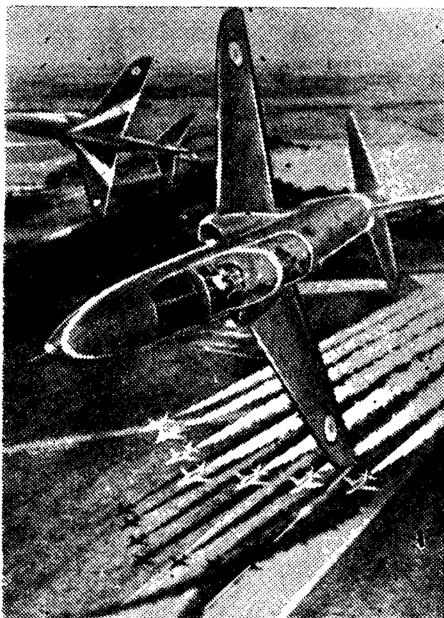
HAWKER SIDDELEY / FOLLAND GNAT
ANGLIA

Construit inițial ca avion de vînătoare, Gnat a efectuat primul zbor la 18 iulie 1955. Realizat în mai multe variante aparatul este dezvoltat ca avion de antrenament. În varianta de dublă comandă, Gnat intră în dotarea formației „Red Arrows". În timpul celor 15 ani sub culorile formației utilizîndu-se 30 aparate. Avioanele sînt echipate cu motoare de tip Bristol Siddeley Orpheus 701 de 1×2050 kgf (20,08 kN).

Avion biloc, monomotor, monoplan cu aripa sus. Anvergură: 7,32 m; lungime: 9,65 m; înălțime: 3,2 m; suprafață portantă: 16,2 m²; masă maximă: 4020 kg; viteză maximă: 1040 km/h; viteză ascensională: 47 m/s; plafon: 15 000 m; distanță de zbor: 1600 km.





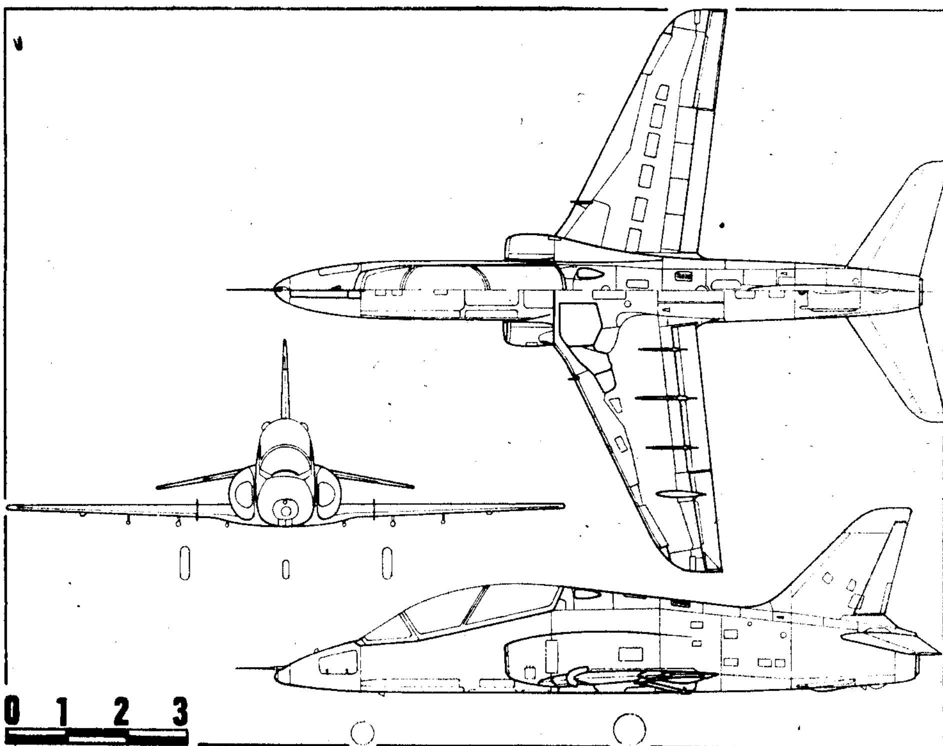


BRITISH AEROSPACE HAWK

ANGLIA

Prototipul aparatului Hawk, avionul standard pentru antrenamentul piloților, a efectuat primul zbor la 21 august 1974. Excelente avioane cu reacție de acrobație, aparatele Hawk preiau în anul 1980 culorile formației reprezentative „Red Arrows", piloții exploatînd la maximum performanțele acestora. Special construite pentru demonstrație, aparatele sînt echipate și cu instalații fumigene în trei culori, acestea putînd fi comandate interschimbabil în timpul zborului. Instalația de forță este asigurată de un motor Rolls Royce/Turboméca Adour 151 de 2422 kgf (23,13 kN).

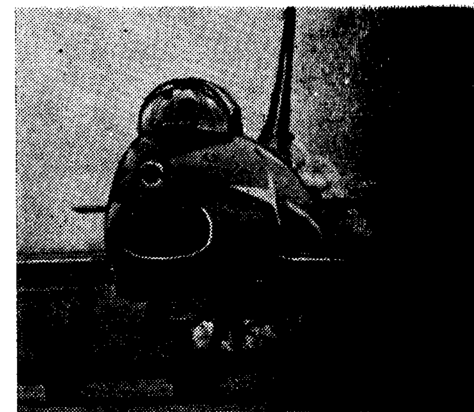
Avion biloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Anvergură: 9,39 m; lungime: 11,47 m; înălțime: 4,88 m; suprafață portantă: 16,69 m²; masă gol: 3647 kg; masă maximă: 5000–7755 kg; viteză maximă: 1060 km/h; viteză ascensională; 47 m/s, plafon: 15 000 m; distanță de zbor: 2400 km; autonomiie de zbor 4 ore.



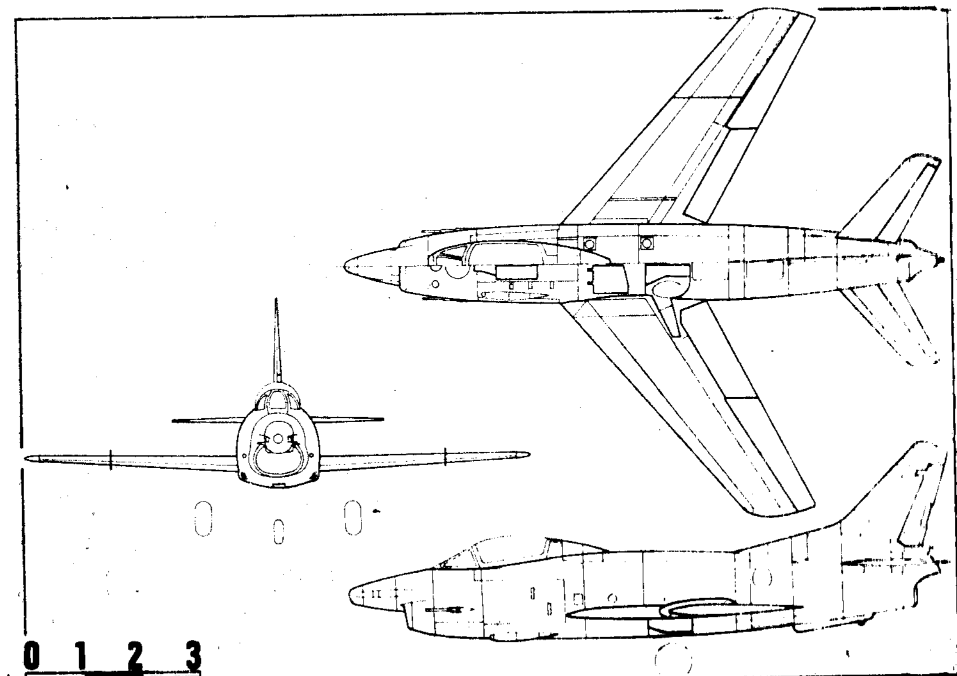
FIAT G-91

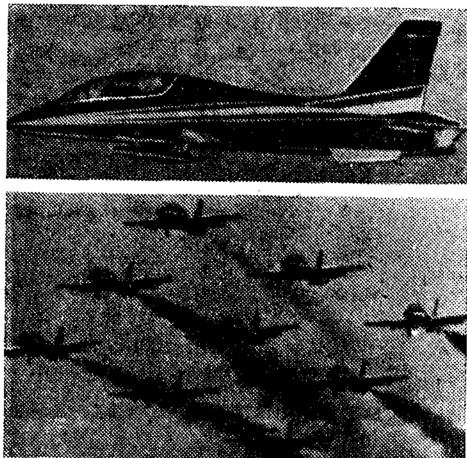
ITALIA

Fiat G-91 este primul avion cu reacție de producție italiană care a echipat formația „Pattuglia Aerobatica Nationale". Pînă la aceste aparate, formațiile italiene au utilizat avioane DH-100 Vampire (Anglia) și F-84, F-86 (S.U.A.). Din anul 1961 pînă azi denumirea de demonstrație a formației este „Frecce Tricolori". În anul 1965 formația „Frecce Tricolori", pe aparate Fiat G-91, este prezentă la Salonul Aeronautic de la Paris, unde s-a întrecut cu prestigioase alte formații de acrobație din America, Franța, Anglia. Echipa, formată din 9+1 aparate, se prezintă la un nivel ridicat, cu evoluții individuale și de grup, demonstrînd o bună pregătire și calitățile deosebite ale avioanelor. Echipa „Frecce Tricolori" cumulează cca 1500 ore de zbor pe an și cca 40–60 demonstrații.



Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jo
Motor Bristol Siddeley Orpheius 803 de 2270 kgf(22,24 kN
Anvergură: 8,61 m; lungime: 11,10 m; înălțime: 4,48 m
suprafață portantă: 16,4 m²; masă gol: 3000 kg; mas
maximă: 5200 kg; viteză maximă: 1020 km/h; vitez
ascensională: 33 m/s; plafon: 12 500 m; distanță de zbo
700–2300 km.

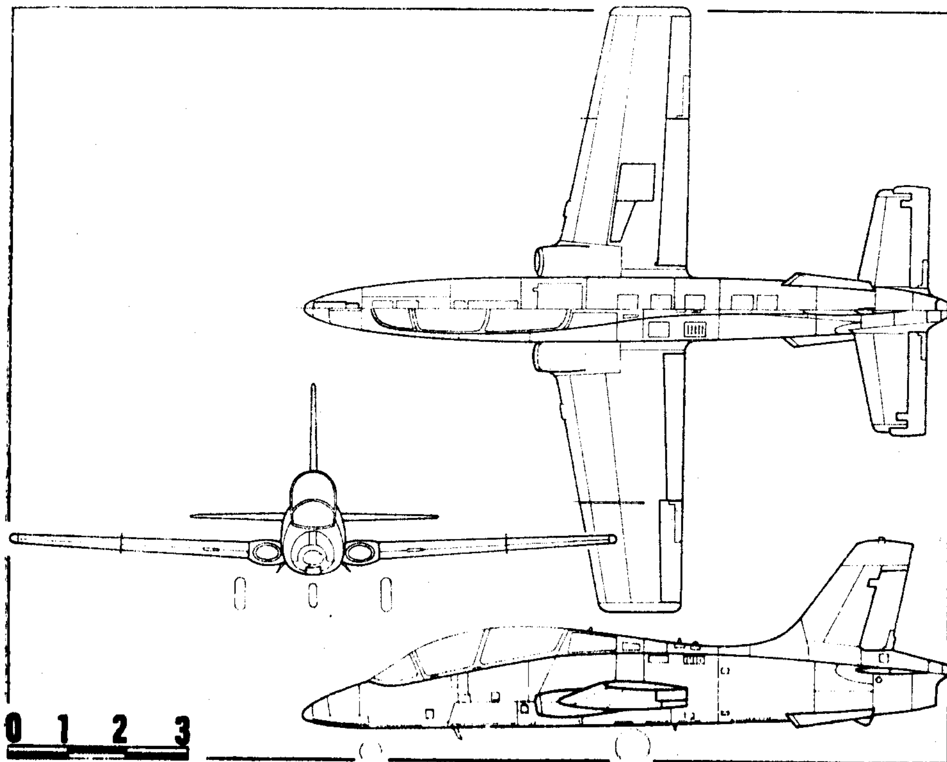




Avion biloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Anvergură: 10,86 m; lungime: 10,79 m; înălţime: 3,9 m; suprafaţă portantă: 19,3 m²; masă gol: 3174 kg; masă maximă: 4400–6150 kg; viteză maximă: 899 km/h; viteză minimă: 149 km/h; viteză ascensională: 33,5 m/s; plafon: 14 000 m; distanţă de zbor: 1760 km; autonomie de zbor: 2,7 ore.

AERMACCHI — MB-339
ITALIA

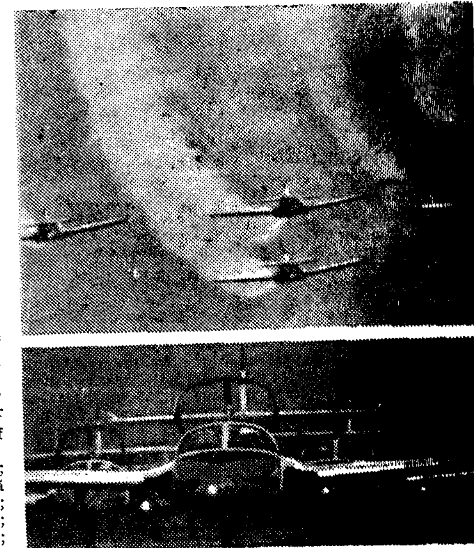
În anul 1981, un nou tip de avion de producţie italiană, Aermacchi MB-339, vine să înlocuiască aparatele Fiat G-91 sub culorile formaţiei „Pattuglia Aerobatica Nationale". Prototipul avionului MB-339 a efectuat primul zbor la 12 august 1976 şi a fost destinat şcolilor de pilotaj italiene. Resursa aparatului este dată la 10 000 ore de zbor cu 20 000 aterizări, fiind realizat la nivelul tehnologiilor moderne. Cincisprezece aparate au fost modificate special (rezervoarele de la capetele planurilor au fost înlocuite cu două rezervoare mai mici, sub planuri) pentru echiparea formaţiei P.A.N., acestea făcîndu-se repede remarcate cu noi şi dificile evoluţii. Instalaţia de forţă este asigurată de un motor de tip Rolls Royce Viper Mk. 632-43 de 1814 kgf (17,8 kN).

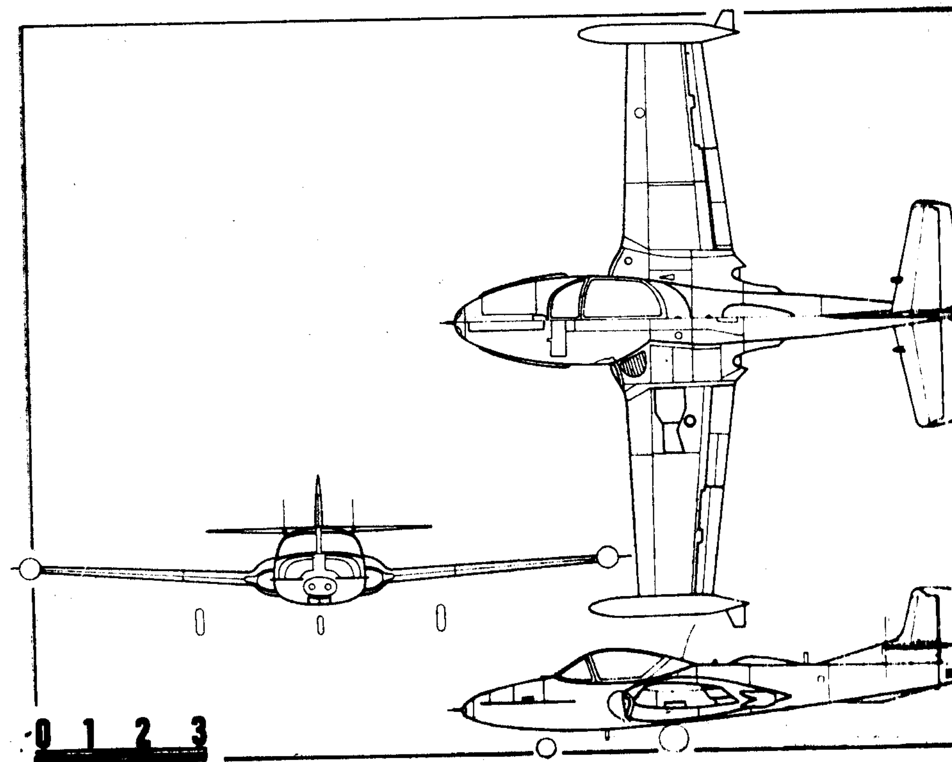


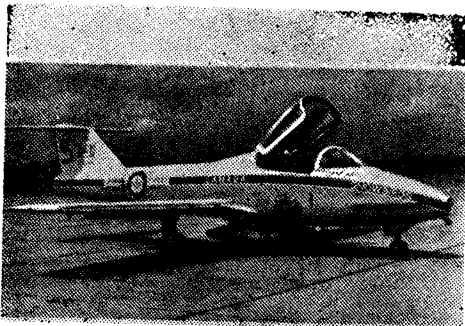
CESSNA T-37C
S.U.A.

Dezvoltat iniţial ca avion de turism cu reacţie, Cessna 407 a efectuat primele zboruri în anul 1954. Avionul este transformat apoi în aparat de antrenament. Construit în mai multe sute de exemplare, aparatul este folosit în numeroase şcoli de pilotaj, în Portugalia fiind ales şi pentru dotarea echipei de demonstraţie a aviaţiei portugheze, „Asas de Portugal". Această formaţie participă în anul 1978 la o mare demonstraţie a formaţiilor de acrobaţie, la Ramstein în R.F.G., alături de formaţiile: „Red Arrows", „Frecce Tricolori", Patrouile de France", „Karo As" şi de alte avioane care au prezentat programe de acrobaţie individuală.

Avion biloc, bimotor, monoplan cu aripa mediană. Motor 2 × General Electric J 85 GE-17A de 2 × 1290 kgf (2 × 12,25 kN).
Anvergură: 10,29 m; lungime: 8,91 m; înălţime; 2,80 m; suprafaţă portantă: 17,08 m²; masă gol: 1754 kg: masă maximă: 2991–6804 kg; viteză maximă: 843 km/h; viteză de croazieră: 685 km/h; viteză minimă: 133 km/h; viteză ascensională: 15–35 m/s; plafon: 10 600 m; distanţă de zbor: 1067 km.





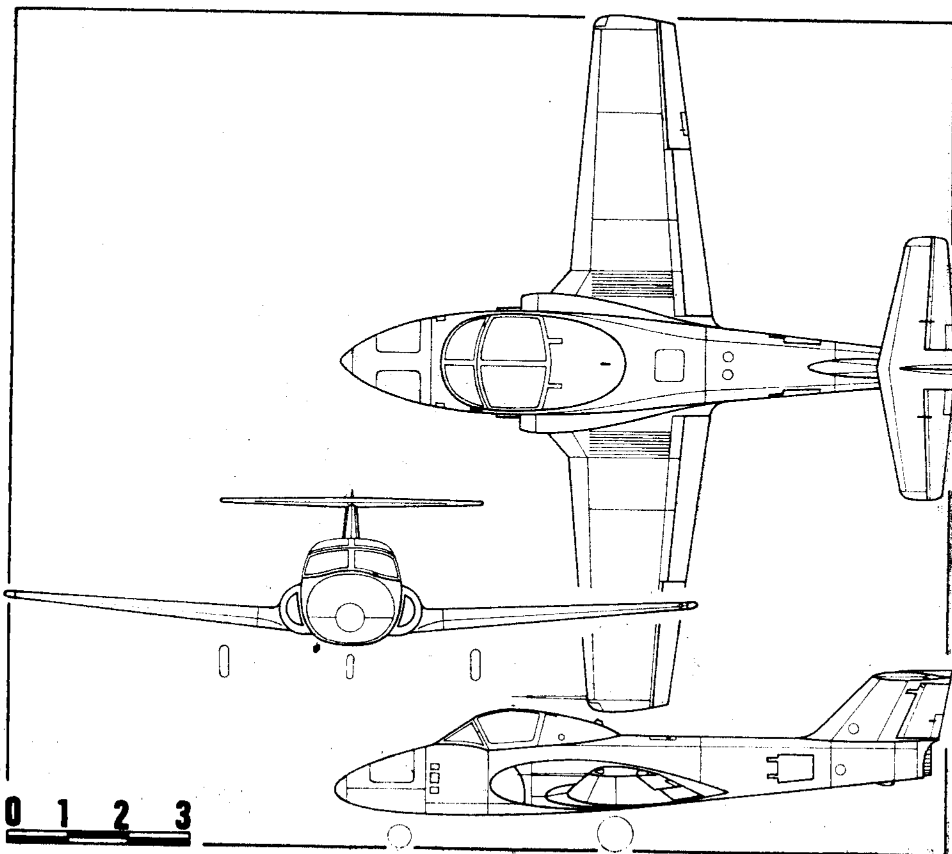


Avion biloc, monomotor, monoplan cu aripa jos. Anvergură: 11,13 m; lungime: 9,75 m; înălțime: 3,00 m; suprafață portantă: 20,44 m²; masă gol: 2400 kg; masă maximă: 5000 kg; viteză maximă : 755 km/h; viteză minimă: 133 km/h; plafon: 12 870 m; distanță de zbor: 1520 km.

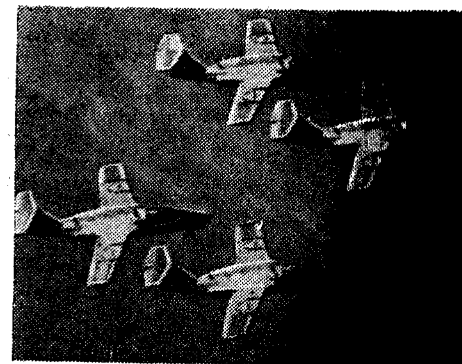
CANADAIR CT-114 TUTOR
CANADA

Aparatul CL-41, destinat instruirii și antrenamentului piloților, a fost construit de Canadair. Primul zbor al prototipului a fost executat la 13 ianuarie 1960.

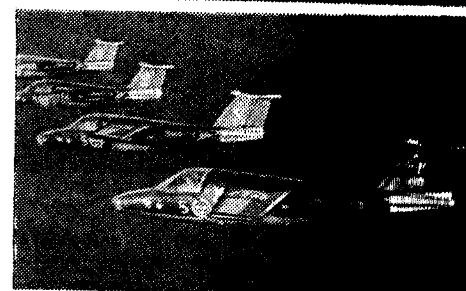
În varianta CT-114 Tutor, aparatul a intrat în dotarea echipei de acrobație „Snowbirds". Instalația de forță este asigurată de un motor de tip General Electric J-85 CAN-40 de 1195 kgf (11,71 kN) sau J-85 J-4 de 1340 kgf (13,13 kN). Cabina este amenajată pentru două locuri cote-à-cote.



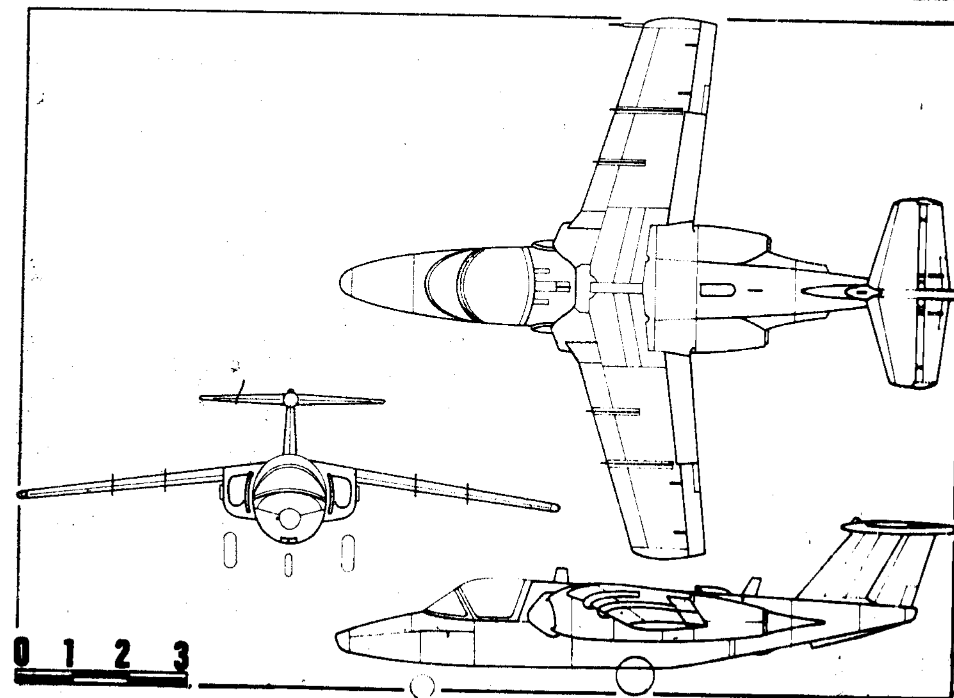
SAAB-105
SUEDIA

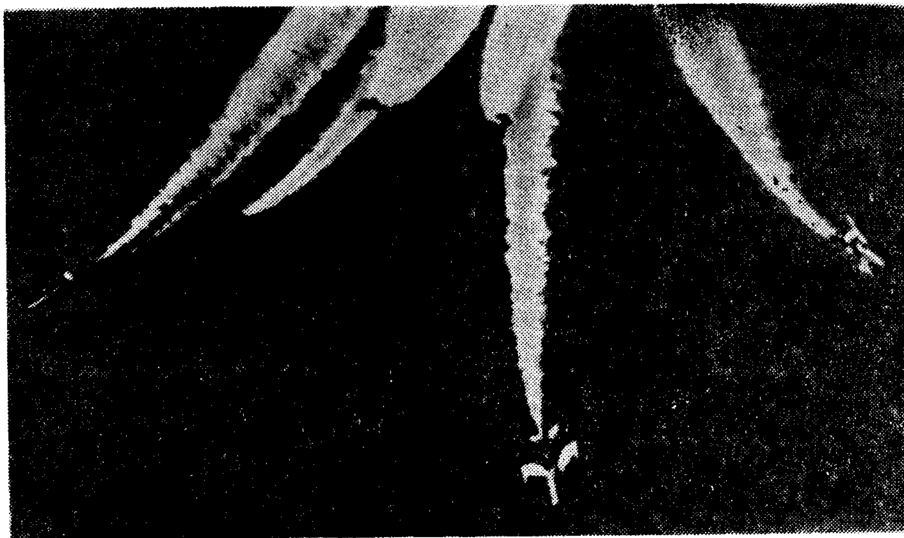


Formațiile reprezentative de acrobație ale Austriei și Suediei evoluează pe același tip de avion, un aparat de antrenament suedez, SAAB-105. Constituite în formații de cîte 4—5 aparate, formațiile „Karo As" — Austria și „F-5" — Suedia se prezintă în ultimii ani la numeroase demonstrații, cu numere promițătoare, precise, la foarte joasă înălțime. Ca și la celelalte formații, piloții sînt recrutați din rîndurile instructorilor de la școlile de pilotaj, aceștia dovedind o experiență de zbor deosebită. Formația suedeză „F-5" evoluează pe aparate Sk-60 A (denumirea suedeză a avionului), special amenajate. Cele patru aparate de la formația „Karo As" sînt din varianta SAAB-105 Ö, special comandate pentru demonstrații.



Avion biloc, bimotor, monoplan cu aripa sus. Motor 2 × General Electric J 85 GE-17B de 2 × 1293 kgf (2 × 12,7 kN). Anvergură: 9,5 m; lungime: 10,8 m; înălțime: 2,7 m; suprafață portantă: 16,3 m² ; masă gol: 3065 kg; masă maximă: 4300—6500 kg; viteză maximă: 970 km/h; viteză de croazieră: 875 km/h; viteză ascensională: 33—45 m/s; plafon: 13 000 m; distanță de zbor: 1000—1500 km.

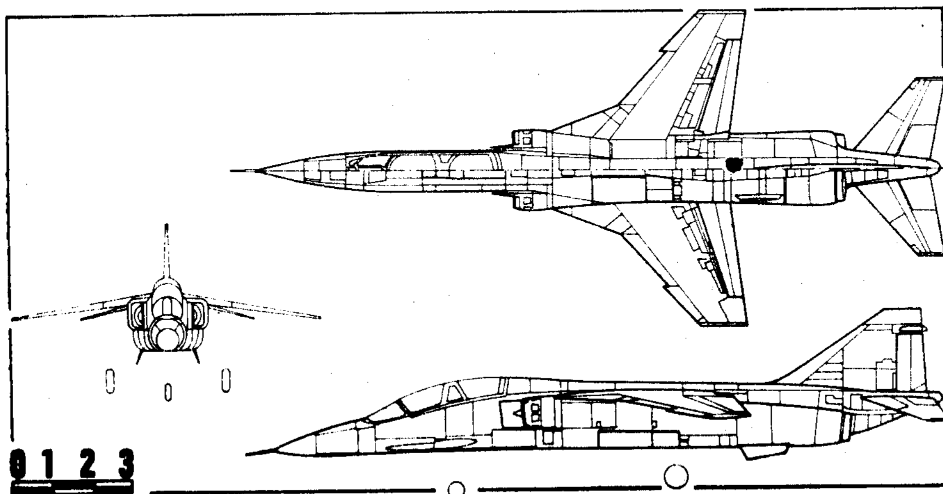




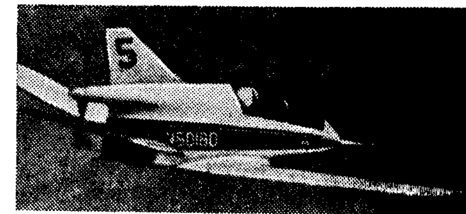
„Blue Impulse", denumirea de demonstrație a formației japoneze de acrobație în grup, este constituită din aparate de antrenament de tip Mitsubishi T-2. Acest aparat este primul supersonic produs de industria aeronautică japoneză. Prototipul XT-2 a efectuat primul zbor la 20 iulie 1971, după care aparatul a fost produs în serie. Instalația de forță este asigurată de două motoare Rolls Royce/Turboméca Adcur de 2×3313 kgf (32,46 kN).

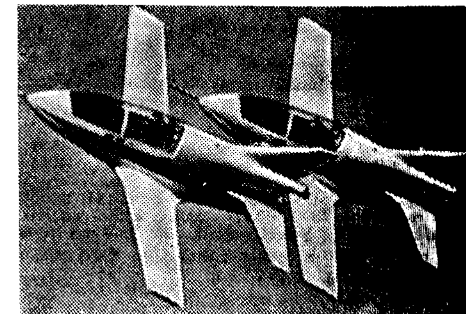
MITSUBISHI T-2
JAPONIA

Avion biloc, bimotor, monoplan cu aripa sus. Anvergură: 7,87 m; lungime: 17,86 m; înălțime: 4,45 m; suprafață portantă: 21,18 m²; masă gol: 6200 kg; masă maximă: 9650–14 000 kg; viteză maximă: Mach 1,6 ; viteză ascensională: 177,8 m/s; plafon: 15 000 m; distanță de zbor: 2590–2870 km.



JIM BEDE BD-5J JET
S.U.A.

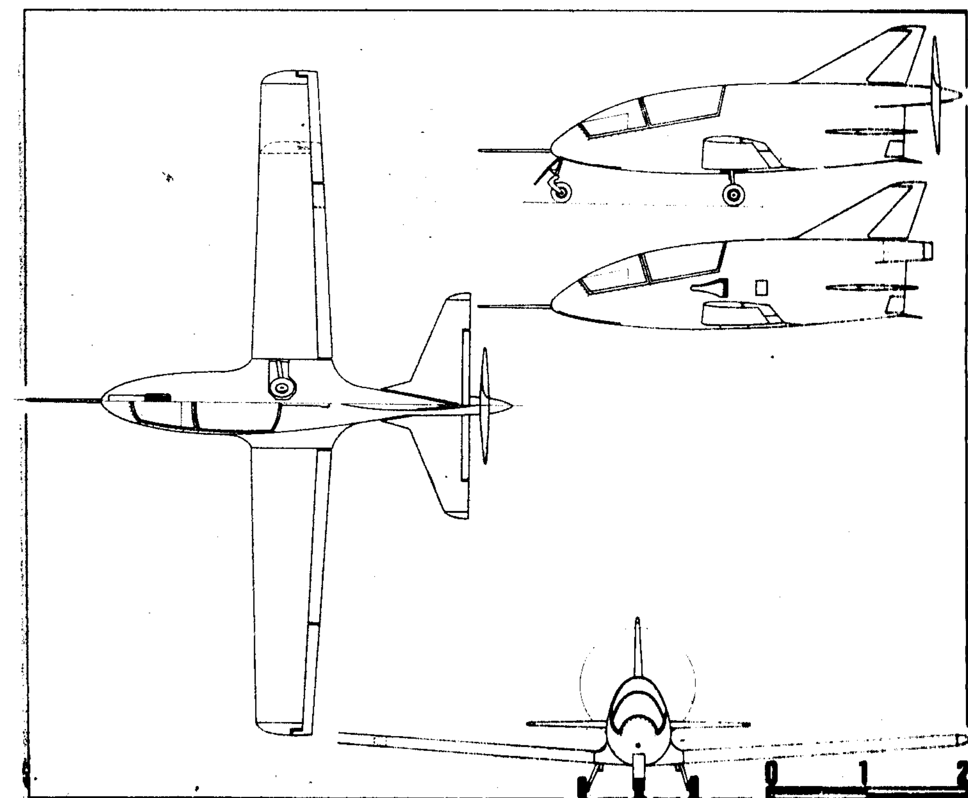




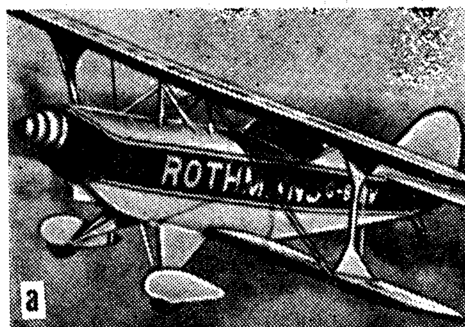
De o formă cu totul originală, BD-5 este realizat în mai multe variante, funcție de motorul utilizat fiind aleasă și aripa cu anvergura corespunzătoare. Aparatul poate fi construit și de constructorii amatori, fiind livrat în piese componente. În varianta cu motor aeroreactiv, aparatul dispune de un microjet de tip SERMEL TSR-18 de 90 kgf (0,88 kN). Structura aparatului este calculată pentru factori de sarcină de +12,5/–7,5 . Din cauza dimensiunilor reduse, a suprafețelor portante mici și a încărcării pe aripă destul de mari, aparatul evoluează la viteze destul de importante, parcă nefirești în comparație cu dimensiunile, viteza minimă fiind de 130 km/h.

Avion monoloc, monomotor, monoplan cu aripa jos Anvergură: 5,2 m (4,12/5,95/6,53 m); lungime: 3,8 m (4,06 m); înălțime: 1,16 m; masă gol: 193 kg; masă maximă: 415 kg; viteză maximă: 535 km/h; viteză minimă: 130 km/h: viteză ascensională: 12 m/s; plafon: 9000 m; distanță de zbor: 840 km.

Încărcare alară: 114 kg/m²; **masă raportată:** 4,5 kg/kgf **Factor de sarcină:** +9/–9. Suprafața portantă: 3,65 m².



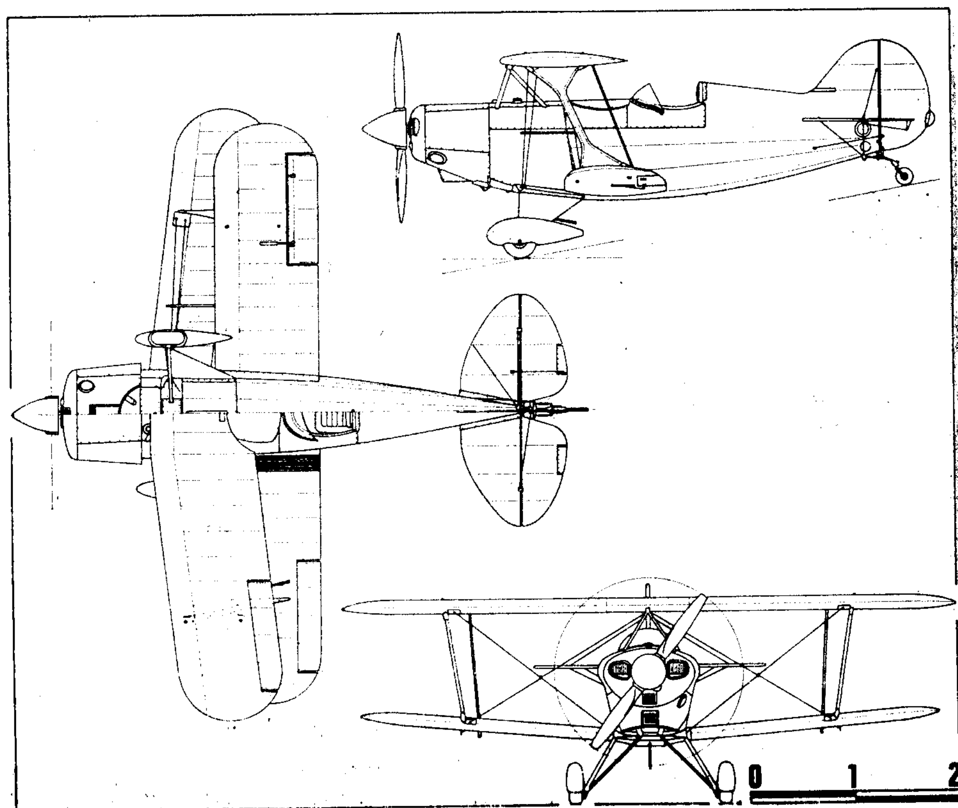
PITTS S2A
S.U.A.



Dezvoltat pe baza avionului de acrobație de performanță Pitts Special, Pitts S2A este amenajat cu două posturi de pilotaj, dintre care cel din față poate fi acoperit cu un capac special. Pilotat de pe postul din spate, în simplă comandă, aparatul prezintă o bună maniabilitate, încadrîndu-se la clasa avioanelor de acrobație de performanță. Realizat inițial cu cabina deschisă, aparatul este produs și în variante cu cabina închisă. S2A a stat la baza aparatului Eagle produs din serie de firma Christen Industries. Ambele aparate sînt echipate cu motoare Avco Lycoming IO-360-A1A/D de 200 CP (149 kW).

La diversele ediții ale Campionatelor Mondiale de Acrobație Aeriană, aparatele S2A sînt întîlnite în dotarea mai multor echipe de acrobați din Anglia, Australia, R.F.G., și, în special S.U.A.

Avion biloc, monomotor, biplan.
Anvergură: 6,1 m (6,07 m); lungime: 5,41 m (5,65 m); înălțime: 1,94 m (1,98 m); suprafață portantă: 11,6 m² (11,61 m²); masă gol: 453 kg (465 kg); masă maximă: 714 kg (720 kg); viteză maximă: 326 km/h (341 km/h); viteză economică: 230 km/h (249 km/h); viteză minimă: 95 km/h (94 km/h); viteză ascensională: 9,65 m/s (10,66 m/s); plafon: 6125 m (5180 m); distanță de zbor: 552 km 611 km). **Factor de sarcină: +9/−9.**



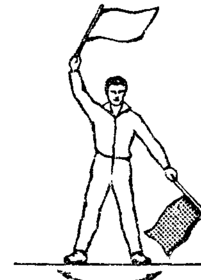
Anexă

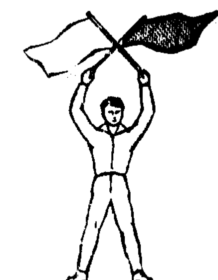
SEMNALE EXECUTATE CU FANIOANE PENTRU DIRIJAREA AVIOANELOR

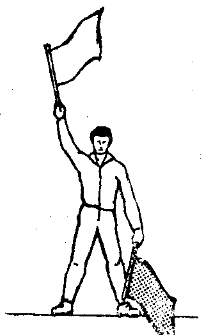


Rulați normal, pe culoarul stabilit, către cel ce face semnalele*


Opriți urgent. Nu mai faceți nici o manevră

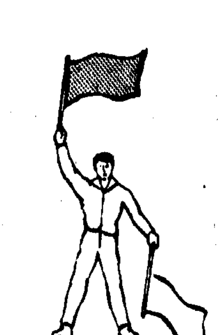

Rulați urgent, pe culoarul stabilit, către cel ce face semnalele

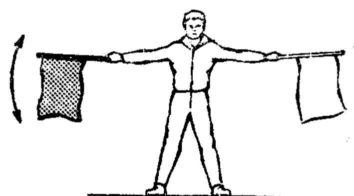

Tăiați (opriți) motorul (motoarele)

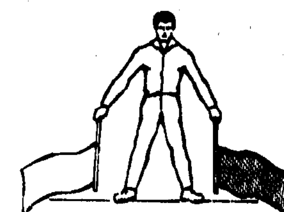

Încetiniți rulajul

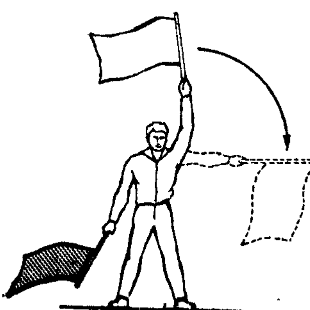

Rulați normal, virînd către partea indicată de fanionul roșu orizontal

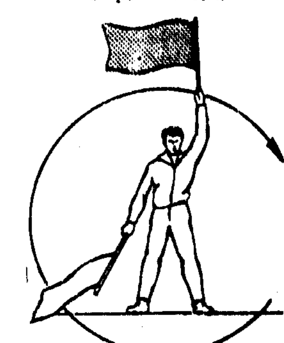

Rulați urgent, virînd către partea indicată de fanionul alb, orizontal


Decolarea interzisă


Manevrați flapsul în poziție normală (escamotat)


Se poate ateriza


Decola


Ratați

* *a* — fanion roșu; *b* — fanion alb

BIBLIOGRAFIE

Cărți

1. Balotescu, N. ș.a. Istoria aviației române. București, Editura Științifică și Enciclopedică 1984.
2. * * * Collection of compulsory and programe sequance of the XII World championships Békécsaba — Hungary, 1984.
3. Costăchescu, Tr. Tehnica zborului în aviație. București, Editura Tehnică, 1979.
4. Cristea, I. ș.a. Transportul aerian de pasageri și marfă. București, Editura Tehnică, 191.
5. Gavriliu, V. ș.a. Avionul de transport modern și instalațiile de la bord. București, Editura Tehnică, 1983.
6. Hladiuc, E. și Popescu, Al. Navigația aeriană. Iași, Editura Junimea, 1977.
7. Ispas, Șt. Motorul turboreactor. București, Editura Tehnică, 1980.
8. Răican, A. Pilot de linie. București, Editura Albatros, 1980.
9. * * * Sistema aerocriptografica Aresti. Madrid, Editura Artes Graficas MAG, 1967.
10. Suceveanu, Fl. Tehnica pilotajului. București, Editura Cultură fizică și sport, 1953.

Reviste

1. Aerokurier (R.F.G.), 1975—1985.
2. Aviația i kosmonautika (U.R.S.S.). 1970—1985.
3. Crîlia Rodini (U.R.S.S.), 1970—1985.
4. Flight International (Anglia), 1970—1983.
5. Flug revue + flugwelt (R.F.G). ,1975—1985.
6. Letectvi + kosmonautika (R.S.C.), 1965—1985.
7. Modelar (R.S.C.), 1965—1985.
8. Modelist Konstructor (U.R.S.S.), 1970—1985.
9. Skrzydlata polska (R.P.P.), 1965—1985.
10. Technika lotnicza i astronavtyczna (R.P.P.), 1970—1985.

EXPLICAREA UNOR TERMENI (EXPRESII) FOLOSIȚI ÎN AVIAȚIE

„A da picior "sau „a scoate din picior". A presa sau a slăbi palonierul respectiv care comandă direcția. De regulă această mișcare se face în timpul executării virajului. Se mai poate executa în glisadă, în figuri acrobatice etc.

Angajare. Pierderea controlului comenzilor, deci a avionului, în zbor orizontal sau într-o evoluție oarecare, datorită faptului că s-a depășit unghiul critic (i_{cr}) la aripă sau la ampenajul orizontal. În general, angajarea se produce la o viteză ceva mai mică decît viteza limită, numită *viteză de angajare,* dar se poate produce și la viteze mai mari decît aceasta, cînd se trage brusc de manșă.

Bont, bontisare. Contactul dur al trenului de aterizare cu solul la aterizare și urcarea bruscă a avionului în loc ca acesta să fie menținut pe/sau aproape de sol. Repetarea bontului înseamnă bontisare (a bontisa), aceasta datorită mișcărilor făcute în contratimp cu manșa (la urcarea avionului se trage în loc să se împingă manșa, iar cînd avionul pică, se împinge în loc să se tragă manșa).

Bracare. Trecerea unei suprafețe de comandă (aripioară, profundor, direcție), unei suprafețe de compensare etc. din poziția neutră — bracaj zero — la un unghi oarecare, spre exemplu bracat în jos +15°, bracat în sus —10° etc.

Cabrare. Trecerea avionului din zbor orizontal, prin tragerea manșei, în zbor ascendent. Se poate însă ca avionul să aibă o atitudine cabrată, adică cu botul în sus, dar zborul să fie orizontal; de exemplu, cînd se zboară cu viteze foarte mici (cu viteza limită V_L), și unghiul de incidență al aripii este aproape de i_{cr}. Într-un viraj orizontal de asemenea, mai ales dacă acesta este strîns (cu rază mică); la giroorizont poziția avionului (atitudinea) apare cabrată, cu toate că variometrul indică zero iar altimetrul indică înălțime constantă, deoarece la executarea virajului se trage de manșă pentru a compensa pierderea de portanță datorită înclinării avionului (v. § 7.6 și § 8.3).

Cale. Opritoare (saboți) ce se pun la roțile avionului cînd acesta staționează pe sol.

Cap de zbor. Unghiul format între o direcție considerată ca referință și direcția axei longitudinale a avionului. În funcție de direcția de referință, se deosebesc: capul adevărat CA, care se măsoară de la direcția nord a meridianului geografic ce trece prin punctul de intersecție a verticalei avionului cu solul (proiecția locului avionului) pînă la prelungirea axei longitudinale a avionului; capul magnetic **CM,** care se măsoară de la direcția nord a meridianului magnetic care trece prin punctul de intersecție a verticalei avionului cu solul pînă la prelungirea axei longitudinale a avionului; capul compas **CC,** care se măsoară de la direcția nord indicată de compas (busolă) pînă la prelungirea axei longitudinale a avionului. Capul compas este dat de relația $\mathbf{CC} = \mathbf{CA} - (\pm\Delta m) - (\pm\Delta C)$, unde Δm este declinația magnetică, iar ΔC deviația compasului. Pentru detalii în probleme de navigație v. [6].

Filare. Executarea porțiunii de zbor (traiectoriei) cuprinsă între punctul unde s-a terminat redresarea de la finele pantei de aterizare (amerizare) și punctul unde avionul ia contact cu solul la aterizare (sau cu apa la amerizare). Filarea se face de regulă cu motorul complet redus.

Fileuri de aer. Scurgerea particulelor de aer în jurul avionului capătă aspectul unor fire, lucru ce se poate vizualiza la tunelul aerodinamic, dacă în aer se introduce praf colorat sau fum; în acest fel se realizează spectrul aerodinamic al aerului ce se scurge sub forma unor fileuri, conturînd aripa, fuzelajul şi alte elemente ce interesează din punctul de vedere aerodinamic.

„Furătură". Abaterea avionului în timpul rulajului de la direcţia de decolare sau de aterizare prin executarea, nedorită de pilot, a unui viraj pe sol, care se poate produce uneori cu viteză unghiulară mare — rotire în loc — ce poate conduce la accidentarea avionului (ruperea trenului de aterizare, căderea pe planul opus rotirii avionului etc.). Furătura poate să se producă şi după ce avionul s-a deslipit de sol, la decolare, datorită faptului că pilotul nu acţionează prompt şi suficient palonierul pentru a para tendinţa de furătură sau nu este atent la reperul după care trebuie să menţină direcţia.

Picaj. Trecerea avionului pe o pantă coborîtoare sau într-o poziţie cu botul sub traiectoria zborului orizontal, (atitudine picată), spre exemplu în zborul cu flapsul scos. Picajul se poate executa de la o pantă lină pînă la verticală, bineînţeles în această situaţie trebuind să se ţină seama de viteza maximă V_M admisă în zbor.

Priză de aterizare. Zbor pe o pantă coborîtoare, de regulă cu motorul redus, vizînd un reper, de exemplu un punct înainte şi în dreapta T-ului. Priza poate să fie scurtă, cînd punctul vizat este mult înaintea T-ului şi deci avionul va pune roţile înainte de acesta *(aterizare scurtă)*, sau lungă, cînd punctul vizat este mai departe de cel normal şi deci avionul va pune roţile dincolo de T-eu *(aterizare lungă)*. Este foarte important ca elevul să deprindă priza normală încă de la primele ture de pistă.

„Pune motor" („reduce motor"). Aceste cuvinte semnifică mărirea (micşorarea) regimului motorului cu ajutorul manetei de gaze.

Redresare. Trecerea avionului dintr-o pantă coborîtoare, sau dintr-o angajare, în zbor orizontal. Redresarea în diverse evoluţii poate să fie *lină* sau *bruscă* (neindicată), iar în cazul aterizării poate fi *înaltă* sau *joasă*.

Repriză. Timpul necesar pentru trecerea motorului de la un regim (turaţie) minim la un regim (turaţie) maxim.

Resursă. Porţiunea de traiectorie curbă descrisă de avion, după un picaj pentru a se trece avionul în zbor orizontal sau în urcare. Resursa poate să fie strînsă, cînd raza curburii este mică, şi deci viteza unghiulară ω mare, sau *largă*, cînd ω este mic. Trebuie să se aibă în vedere că la o resursă prea strînsă se poate depăşi factorul de sarcină admis în exploatare n_e sau rezistenţa organismului uman, aceasta manifestîndu-se iniţial prin apariţia *„voalului negru"* (pilotul nu mai vede).

Umflare. Trecerea avionului în mod brusc de la zbor orizontal în zbor în urcare cu o viteză ascensională W mare. Aceasta de obicei se produce la aterizare, cînd pilotul, înainte de a pune roţile sau după luarea contactului cu solul, trage brusc de manşă, avionul avînd o viteză mai mare decît cea de aterizare; poate apărea şi la o rafală puternică de vînt din faţă, neparată la timp de către pilot, prin împingerea manşei.

Viraj strîns. Viraj cu rază mică şi viteză unghiulară ω mare.

Zbor în cuţit. Zborul executat cu avionul înclinat la 90°. Acest zbor se execută de regulă cu avioane de performanţă, cu motoare puternice, pentru ca elicea să poată prelua în mare măsură portanţa pe care nu o mai poate asigura aripa. O parte din portanţă la acest zbor se asigură de către fuzelaj. Zborul în cuţit cu avioane uşoare, obişnuite, se realizează pe o pantă coborîtoare, mai mult sau mai puţin înclinată, în funcţie de performanţele avionului. O glisadă în care avionul se înclină pînă la 90° duce la zborul în cuţit, figură foarte periculoasă la mică înălţime, dacă se scapă din vedere viteza de înaintare a avionului V şi viteza descendentă W.

PILOTAJUL AVIONULUI ȘI ACROBAȚIA AERIANĂ

PILOTAJUL AVIONULUI ȘI ACROBAȚIA AERIANĂ



DITURA TEHNICĂ

